



**Escola Politècnica Superior
d'Enginyeria de Vilanova i la Geltrú**

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TRABAJO FINAL DE GRADO

TÍTULO: Mecánica orbital para un viaje interestelar utilizando velas solares

AUTORES: ROCAS ALONSO, MARC; MENDEZ HEREDERO, ADRIÀ

FECHA: Junio, 2016

COGNOMS: ROCAS ALONSO NOM: MARC

TITULACIÓ: Grau en Enginyeria Mecànica

PLA: 2009

DIRECTOR: Manuel Moreno Lupiáñez

DEPARTAMENT: FIS - Departament de Física

COGNOMS: MENDEZ HEREDERO NOM: ADRIÀ

TITULACIÓ: Grau en Enginyeria Mecànica

PLA: 2009

DIRECTOR: Manuel Moreno Lupiáñez

DEPARTAMENT: FIS - Departament de Física

QUALIFICACIÓ DEL TFG

TRIBUNAL

PRESIDENT

Francisco Javier Burillo Torrecilla

SECRETARI

Arcadi Pejuan Alcobe

VOCAL

Jordi Segalas Coral

DATA DE LECTURA: 14 Juliol 2016

Aquest Projecte té en compte aspectes mediambientals: ☐ Sí ☐ No

RESUMEN

Es sabido que el espacio es y será objeto de estudios e investigaciones para responder algunas de las preguntas más antiguas de la humanidad. El propósito inicial del trabajo surgió del planteamiento sobre la viabilidad de realizar una misión espacial cuya meta fuese llegar a las inmediaciones de una estrella diferente al Sol utilizando un método de propulsión viable.

El trabajo consiste en dos partes considerablemente diferenciadas.

En primer lugar se presenta un estudio del estado del arte, en el que se deja patente la diferencia entre dónde estamos y dónde se pretende llegar. El apartado también abarca una comparación de los distintos sistemas de propulsión disponibles para misiones espaciales y la elección del método de propulsión elegido para la misión de la sonda de velas solares. También se establecen las características que tendrá la sonda necesarias para el desarrollo del siguiente bloque.

La segunda parte del proyecto consiste en la investigación y desarrollo por fases de la mecánica y dinámica orbital a lo largo del viaje de la sonda. El alcance de la misión comprende desde la salida de la sonda de la Estación Espacial Internacional hasta la llegada a las proximidades de la estrella Alpha Centauri. Se han contemplado los distintos contratiempos que podría sufrir la sonda al atravesar las diferentes etapas del sistema solar. Se ha analizado el problema de la duración temporal del viaje.

La conclusión más destacable tras el estudio de la misión es la inviabilidad de llegar a Alpha Centauri, por suponer una duración de trayecto superior a los cuatro mil años. Pero sí que se obtienen datos interesantes como el poder salir del sistema solar en 326 días, en menos de un año.

Palabras Clave (máximo 10):

Mecánica Orbital	Vela Solar	Propulsión Espacial	Viaje Interestelar
Alpha Centauri	Misión Espacial	Etapas Sistema Solar	Nube de Oort
Cinturón de Kuiper	Astrodinámica		

ABSTRACT

It is known that the Space is and will be the main subject of several studies and researches, to achieve the answers to some of the oldest questions of humanity. The initial purpose of this project came from the approach on the feasibility of realizing a space mission whose goal was to reach the vicinity of a star (not the Sun).

The work consists of two different parts.

Firstly there is a study of the state of the art, which makes it clear the difference between where we are and where we want to go. This chapter also includes a comparison of the different propulsion systems available for space missions, for this mission the best one is Solar Sail, the study also includes the justification for this choice. Is in this first part of the project where the features of the missions are set. (Spacecraft dimensions, equipment...)

The second part of the project consists on the research and development of mechanics and orbital dynamics along the travel of the spacecraft. The scope of the mission includes from the output from the spacecraft of the International Space Station until the arrival at the vicinity of the star Alpha Centauri. Different problems that could affect to the spacecraft when it travels along the different stages of the solar system have been taken into account. Finally, there is an analysis of the problem of the duration of the travel.

The most remarkable conclusion after studying the mission is the impossibility to reach Alpha Centauri, by assuming a duration of more than four thousand years journey. However, some interesting facts have been achieved, as getting out of the solar system in only 326 days, less than a year.

Keywords (10 maximum):

Orbital Mechanics	Solar Sail	Aerospace Propulsion	Interstellar Travel
Alpha Centauri	Space Mission	Solar System Stages	Oort Cloud
Kuiper Belt	Astroynamics		

APORTACIÓN INDIVIDUAL AL GRUPO

El proyecto se ha realizado durante casi un año, durante el cual Marc Rocas y Adrià Méndez han tenido que estudiar e investigar las bases de la mecánica orbital, embarcándonos en un ámbito desconocido hasta entonces, con el objetivo de desarrollar nuestras habilidades y conocimientos en física y astrodinámica.

También se han tenido que adquirir muchos conocimientos y conceptos acerca del universo astronómico, como de los métodos de propulsión y su funcionamiento.

MARC ROCAS ALONSO

Durante la realización del proyecto las aportaciones al grupo han sido de diferente índole. En un principio en la búsqueda de artículos para la creación de una base teórica para el estudio. A continuación, se centraron en la investigación de los métodos usados en astrodinámica para viajes espaciales. Posteriormente, el estudio y desarrollo de las ecuaciones necesarias para las diferentes maniobras fue el cometido principal.

En todo momento hubo una colaboración con mi compañero en la búsqueda de información para establecer el estado del arte y las posibilidades de los métodos de propulsión. Finalmente, el trabajo fue pulir el proyecto, corrigiendo y revisando todo el contenido en busca de posibles errores.

ADRIÀ MENDEZ HEREDERO

En las diferentes etapas del proyecto las funciones desarrolladas han ido variando según era necesario. En un principio la búsqueda de referentes en los que asentar el proyecto. Seguidamente, la investigación acerca de la astrodinámica fue el centro de toda la atención para poder, finalmente hacer un estudio del estado del arte y los métodos de propulsión, evaluando cuál es el óptimo. Siempre colaborando con mi compañero en la investigación y desarrollo de las ecuaciones necesarias para definir la trayectoria de la nave. En la última etapa, el trabajo fue pulir el proyecto, corrigiendo y revisando todo el contenido en busca de posibles errores.

ÍNDICE

1. INTRODUCCIÓN	10
2. OBJETIVOS DEL PROYECTO.....	11
3. ESTUDIO E INVESTIGACIÓN DEL ESTADO DEL ARTE	12
3.1 ¿Dónde estamos?	12
3.1.1 Sistema Solar.....	12
3.1.2 Fases del viaje interestelar.....	14
3.2 ¿Dónde vamos?	19
3.2.1 Clasificación de las estrellas.....	19
3.2.2 Estrellas candidatas a albergar vida.....	21
3.2.3 Alpha Centauri	22
3.3 Métodos de propulsión	24
3.3.1 Motor químico	24
3.3.1.1 Antecedentes	24
3.3.2 Motor atómico	26
3.3.2.1 Fisión	26
3.3.2.2 Fusión	26
3.3.2.3 Orión	27
3.3.2.4 Antecedentes	28
3.3.3 Motor de antimateria	28
3.3.3.1 Antecedentes	29
3.3.4 Ramjet (estatocolectora)	30
3.3.4.1 Antecedentes	30
3.3.5 Vela solar.....	31
3.3.5.1 Impulso por láser.....	31
3.3.5.2 Impulso por microondas	32
3.3.5.3 Antecedentes	33
3.3.6 Propulsión Mini-Magnetosférica de Plasma	34
3.3.6.1 Antecedentes	35
3.3.7 Motor de iones.....	35
3.3.7.1 Antecedentes	37
3.4 Comparación Motores.....	38
3.5 Método de propulsión elegido	39
3.5.1 Motor Bussard Ramjet	39
3.5.2 Mini-magnetosfera de plasma	40
3.5.3 Vela Solar	40
3.6 Características de la Sonda de Velas Solares	41
3.6.1 Geometría de la vela	41
3.6.2 Material.....	43
3.6.3 Estructura.....	44
3.6.4 Equipo	45
4. VIAJE INTERESTELAR.....	49

4.1	FASE 1	50
4.1.1	Estación Espacial Internacional (ISS)	50
4.1.2	Maniobra de cambio de plano Orbital	53
4.1.3	Maniobra de transferencia	55
4.1.3.1	Transferencia de Hohmann	55
4.1.3.2	Esfera de influencia (SOI)	57
4.1.3.3	Aplicación de la teoría de órbitas de Hohmann	61
4.1.3.4	Cálculo del tiempo de Kepler	65
4.1.3.5	Órbita de límite térmico	68
4.1.3.6	Segunda maniobra de transferencia de Hohmann	69
4.1.3.7	Tiempo de transferencia	72
4.1.3.8	Resumen datos generales obtenidos Fase 1	74
4.2	FASE 2	75
4.2.1	Fuerza presión de radiación solar	75
4.2.2	Ecuaciones dinámicas de la sonda de velas solares	77
4.2.3	Análisis e interpretación de la ecuación dinámica	82
4.2.3.1	Análisis de las variables integradoras en la fase de aceleración	83
4.2.3.2	Análisis de las variables integradoras en la llegada a Venus	86
4.2.3.3	Dinámica de la sonda en el esfera de influencia de Venus	90
4.2.3.4	Interpretación de los efectos gravitacionales de Venus	92
4.2.3.5	Dinámica de la sonda en la fase final de aceleración	92
4.2.3.6	Análisis de la velocidad final de la sonda de velas solares	95
4.2.3.7	Análisis de posibles problemáticas en la trayectoria dinámica de la sonda.....	99
4.2.3.7.1	Simulación dinámica de un incremento en la masa de la sonda	99
4.2.3.7.2	Simulación dinámica en la variación de las condiciones iniciales de la EDO	102
4.2.3.7.3	Simulación dinámica en la variación del ángulo de incidencia de los fotones de luz	105
4.3	FASE 3	110
4.3.1	Viaje de la sonda a través de la estructura del sistema solar e Interestelar Medio	110
4.3.1.1	Cinturón de Asteroides	110
4.3.1.2	Frente de Choque.....	110
4.3.1.3	Región de Hidrogeno caliente	111
4.3.1.4	Arco de Choque	111
4.3.1.5	Disco Disperso	112
4.3.1.6	Cinturón Kuiper	112
4.3.1.7	La nube de Oort.....	118
4.3.1.8	Alpha Centauri.....	120
4.4	La problemática de la duración temporal del viaje	121
4.4.1	Resumen de los tiempos de viaje.....	123
4.4.2	Análisis de la duración del viaje	124
5.	CONCLUSIONES.....	126
6.	AGRADECIMIENTOS.....	129
7.	BIBLIOGRAFÍA	130
7.1	Referencias de las Ecuaciones	130
7.2	Referencias	131
7.3	Fuente Figuras.....	136

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1. PLANETAS Y PLANETAS ENANOS A ESCALA DEL SISTEMA SOLAR. COMMONS.	12
FIGURA 2. IMAGEN ARTÍSTICA DE LA CREACIÓN DEL SISTEMA SOLAR. FUENTE.	13
FIGURA 3. UNA COMPARACIÓN ENTRE LOS OBJETOS CLÁSICOS Y LOS OBJETOS DEL DISCO DIFUSO. FUENTE.	13
FIGURA 4. ESQUEMA SISTEMA SOLAR E INTERESTELAR MEDIO. ESCALA LOGARÍTMICA. NASA	14
FIGURA 5. IMAGEN ESQUEMÁTICA DEL CINTURÓN DE ASTEROIDES. SE MUESTRA EL CINTURÓN PRINCIPAL, ENTRE LAS ÓRBITAS DE MARTE Y JÚPITER, Y EL GRUPO DE LOS TROYANOS, EN LA ÓRBITA DE JÚPITER. WIKIPEDIA.	14
FIGURA 6. HELIOSFERA. WIKIPEDIA.	15
FIGURA 7. HYDROGEN WALL. FUENTE.	15
FIGURA 8. SIMULACIÓN QUE MUESTRA LOS PLANETAS EXTERIORES Y EL CINTURÓN DE KUIPER: A) ANTES DE LA RESONANCIA JÚPITER/SATURNO 2:1 B) DISPERSIÓN DE LOS OBJETOS DEL CINTURÓN DE KUIPER EN EL SISTEMA SOLAR DESPUÉS DE LA ALTERACIÓN DE LA ÓRBITA DE NEPTUNO C) TRAS LA EXPULSIÓN DE LOS OBJETOS DEL CINTURÓN DE KUIPER POR JÚPITER. WIKIPEDIA	17
FIGURA 9. DISTANCIA DE LA NUBE DE OORT RESPECTO DEL RESTO DE CUERPOS DEL SISTEMA SOLAR. WIKIPEDIA	18
FIGURA 10. REPRESENTACIÓN DE LAS DOS REGIONES DE LA NUBE DE OORT. FUENTE.	18
FIGURA 11. MAPA DE LAS ESTRELLAS QUE HAY EN UN RADIO DE 12.5 AÑOS LUZ ALREDEDOR DEL SOL. ATLASOFTHEUNIVERSE.	19
FIGURA 12. SISTEMA TRIPLE DE ESTRELLAS. EL BINOMIO ALPHA CENTAURI A Y B; PRÓXIMA EN EL CÍRCULO. WIKIPEDIA.	22
FIGURA 13. MOTOR DE COHETE PRATT & WHITNEY'S RL-10, FUE EL PRIMERO EN USAR HIDROGENO LÍQUIDO. EMPUJE, 67 KN A LA ALTITUD; VELOCIDAD DE ESCAPE, 4245 M / S; SALIDA, DIÁMETRO, ALREDEDOR DE 1 M. JULIO DE 1959, DOS DE ESTOS MOTORES ACCIONADOS LA ETAPA CENTAURO. FUENTE.	25
FIGURA 14. ESQUEMA GRÁFICO DE LAS DIFERENTES ETAPAS DE UN MOTOR QUÍMICO. FUENTE.	25
FIGURA 15. DOS EJEMPLOS DE LA FUSION NUCLEAR CON URANIO 235. FUENTE.	26
FIGURA 16. ESQUEMA GRAFICO PROCESO DE UNIÓN DE LOS ÁTOMOS EN LA FUSIÓN Y LAS CARACTERÍSTICAS DE LA MISMA. SPUTNIK. CEDIDA. FUENTE.	27
FIGURA 17. ESQUEMA DE UNA CÁMARA DE COMBUSTIÓN DEL SISTEMA ORION. NASA. FUENTE.	27
FIGURA 18. IMÁGENES DEL TOKAMAK. SPUTNIK. FUENTE.	28
FIGURA 19. PROCESOS DE LA FUSIÓN. FUENTE.	28
FIGURA 20. DIBUJO DE DOS ÁTOMOS (MATERIA Y ANTIMATERIA). FUENTE.	29
FIGURA 21. REPRESENTACIÓN ARTÍSTICA DE UNA NAVE ESPACIAL IMPULSADA MEDIANTE UN MOTOR ALIMENTADO POR LA ENERGÍA DE LA MUTUA ANIQUILACIÓN ENTRE MATERIA Y ANTIMATERIA. FOTO: NASA MSFC.	29
FIGURA 22. DISEÑOS DE LA NAVE BUSSARD RAMJET REALIZADO POR EL ARTISTA ADRIAN MANN. FUENTE.	30
FIGURA 23. NAVE EN FUNCIONAMIENTO. FUENTE.	30
FIGURA 24. REPRESENTACIÓN ARTÍSTICA DE LA NAVE IKAROS EN EL ESPACIO. JAXA. FUENTE.	34
FIGURA 25. REPRESENTACIÓN ARTÍSTICA DE LA M2P2 PASANDO POR DELANTE DE JUPITER. FUENTE.	35
FIGURA 26. REPRESENTACIÓN GENÉRICA DEL FUNCIONAMIENTO DEL MOTOR DE LA M2P2. FUENTE.	35
FIGURA 27. ESQUEMA MOTOR IONES. FUENTE.	36
FIGURA 28. NASA MARSHALL SPACE FLIGHT CENTER BARREL-SHAPED ASYMMETRICAL CAPACITOR. RESEARCH GATE.	37
FIGURA 29. REPLICA A ESCALA DE LA NAVE HAYABUSA EN EL CONGRESO INTERNACIONAL DE ASTRONOMIA. EN 2010. WIKIMEDIA.	37
FIGURA 30. VELA SOLAR CUADRADA DE LADO L Y VELA CIRCULAR DE RADIO R . SOLAR SAILING. TECHNOLOGY, DYNAMICS AND MISSION APPLICATIONS. COLIN R. MCINNES.	42
FIGURA 31. IMAGEN DE LA NAVE ESPACIAL IKAROS DURANTE SU CONSTRUCCIÓN EN MARZO DE 2010. JAXA.	45
FIGURA 32. IMAGEN DEL CONSERT. AGENCIA ESPACIAL EUROPEA.	45
FIGURA 33. IMAGEN DEL COSIMA. AGENCIA ESPACIAL EUROPEA.	46
FIGURA 34. IMAGEN DEL JEDI. WIKIPEDIA.	46
FIGURA 35. IMAGEN DEL RPC. AGENCIA ESPACIAL EUROPEA.	47
FIGURA 36. IMAGEN DEL VIRTIS. AGENCIA ESPACIAL EUROPEA.	47
FIGURA 37. (IZQUIERDA) MONTAJE DEL TELESCOPIO LORRI, ESPEJOS SIC Y LA ESTRUCTURA DE MEDICIÓN; (DERECHA) DEFLECTOR COMPUESTO Y MONTAJE EN BASTIDOR. NASA.	47
FIGURA 38. PANEL SOLAR ULTRA-FINO. NASA.	48
FIGURA 39. ESQUEMA DE LAS FASES DEL VIAJE INTERESTELAR. FUENTE PROPIA	49
FIGURA 40. FASE 1 (TIERRA AL SOL) MODELADO SOFTWARE CELESTIA	50
FIGURA 41. ESTACIÓN ESPACIAL INTERNACIONAL (ISS) MODELADO SOFTWARE CELESTIA	51
FIGURA 42. ORBITA ISS MODELADO CON SOFTWARE CELESTIA.	52
FIGURA 43. VELOCIDAD LINEAL DE ÓRBITA DE LA SONDA Y EN ROJO LA ÓRBITA DE LA ISS. MODELADO CON SOFTWARE CELESTIA	53
FIGURA 44. PLANO DE LA ECLÍPTICA. SKCIENCIA.	53
FIGURA 45. ESQUEMA DE VELOCIDADES PARA CAMBIO DE PLANO. FUENTE PROPIA.	54
FIGURA 46. DIAGRAMA DE VELOCIDADES. SOLIDWORKS.	54

FIGURA 47. GRÁFICOS DE LA ÓRBITA INICIAL Y FINAL (CÓDIGO MATLAB)	55
FIGURA 48. CÓNICAS. FUENTE VEBLEN, 1910.	56
FIGURA 49. TRANSFERENCIA DE HOHMANN. LOS ΔV SON LOS IMPULSOS, TO ES LA ÓRBITA DE TRANSFERENCIA (SEMI ELIPSE), RP1 Y RP2 SON RESPECTIVAMENTE LOS RADIOS DE LAS ÓRBITAS 1 Y 2 INVOLUCRADAS EN LA TRANSFERENCIA. FUENTE VEBLEN, 1910.	57
FIGURA 50. ÓRBITA INICIAL (ROJO) Y ÓRBITA FINAL (AZUL). MATLAB.	57
FIGURA 51. ESQUEMA DE LAS FUERZAS DE ATRACCIÓN GRAVITACIONAL DEL SOL Y LA TIERRA (MODELADO CELESTIA).	58
FIGURA 52. FUERZA DE ATRACCIÓN GRAVITACIONAL DE LA TIERRA CON RESPETO LA DISTANCIA DE LA SONDA (MODELADO MATLAB).	59
FIGURA 53. COMPARATIVA ENTRE LAS FUERZAS GRAVITACIONALES DEL SOL Y LA TIERRA RESPECTO LA SONDA. CON CENTRO DE LA TIERRA EN EL [0,0] (MODELADO MATLAB).	60
FIGURA 54. COMPARATIVA ENTRE LAS FUERZAS GRAVITACIONALES DEL SOL Y LA TIERRA RESPECTO LA SONDA. CON CENTRO DE LA TIERRA EN EL [0,0] (MODELADO MATLAB).	61
FIGURA 55. ESQUEMA ÓRBITA DE TRANSFERENCIA HOHMANN. FUENTE ARNON (1997).	61
FIGURA 56. GRAFICA NO ESCALDADA DE LA MANIOBRA DE ÓRBITA DE TRANSFERENCIA DE HOHMANN (SOFTWARE MATLAB).	62
FIGURA 57. SE MUESTRAN LAS VELOCIDADES EN PERIÁPSIS Y APOÁPSIS DE LA ÓRBITA (MODELADO MATLAB)	64
FIGURA 58. EN COLOR AZUL SE VISUALIZA LA ÓRBITA DE HOHMANN DE TRANSFERENCIA.	65
FIGURA 59. CARACTERÍSTICAS ÓRBITA ELÍPTICA.	66
FIGURA 60. ELIPSE DE TRANSFERENCIA DE HOHMANN EN LA SONDA DE VELAS SOLARES (MODELADO MATLAB).	67
FIGURA 61. POSICIÓN SONDA DE VELAS SOLARES EN EL PLANO DE LA ECLÍPTICA (MODELADO CELESTIA).	68
FIGURA 62. ESQUEMA ÓRBITA TERRESTRE Y ÓRBITA A 0.2 UA (SOFTWARE CELESTIA).	70
FIGURA 63. ESQUEMA MANIOBRA DE TRANSFERENCIA (MATLAB).	72
FIGURA 64. ELIPSE DE TRANSFERENCIA DE HOHMANN A 0,2 UA (MODELO SOLIDWORKS)	73
FIGURA 65. ELIPSE DE TRANSFERENCIA DE HOHMANN DESDE 1AU HASTA A 0,2 UA (MODELO SOLIDWORKS)	73
FIGURA 66. ESQUEMA DE PUNTO DE LLEGADA DE LA SONDA AL LÍMITE TÉRMICO (SOFTWARE CELESTIA)	75
FIGURA 67. MODELO ESQUEMÁTICO DE VELA SOLAR.	76
FIGURA 68. DIAGRAMA DE LAS FUERZAS QUE INTERVIENEN EN LA SONDA. FUENTE PROPIA.	78
FIGURA 69. ESQUEMA FUERZAS QUE INTERVIENEN EN LA SONDA. FUENTE PROPIA.	79
FIGURA 70. COMPONENTES X E Y. FUENTE PROPIA.	80
FIGURA 71. VALORES DE TIEMPO, POSICIÓN Y VELOCIDAD DE LAS SOLUCIONES INTEGRADAS EN MATLAB.	82
FIGURA 72. ESQUEMA DE SITUACIÓN DE ABERTURA Y ÁNGULO DE VELAS (CELESTIA)	83
FIGURA 73. TRAYECTORIA DE LA VELA SOLAR EN EL INICIO DE ABERTURA DE LAS VELAS SOLARES [M] (MATLAB).	83
FIGURA 74. FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD DE LA SONDA EN EL INTERVALO INICIAL DE ABERTURA M/S (MATLAB)	84
FIGURA 75. GRÁFICO DE LA VARIACIÓN DE LA COMPONENTE VX RESPECTO LA POSICIÓN X (MATLAB)	85
FIGURA 76. GRÁFICO DE LA VARIACIÓN DE LA COMPONENTE VY RESPECTO LA POSICIÓN Y (MATLAB)	85
FIGURA 77. RECORRIDO SONDA (AZUL) Y ORBITA DE 0,2 UA (VERDE) (MATLAB)	86
FIGURA 78. ESQUEMA DE VELOCIDADES AL REALIZAR ASISTENCIA GRAVITACIONAL EN VENUS. FUENTE PROPIA.	88
FIGURA 79. TRAYECTORIA DE LA SONDA DE VELAS SOLARES HASTA LA LLEGADA A VENUS (MATLAB)	89
FIGURA 80. TRAYECTORIA DE LLEGADA A LA ÓRBITA SOI DE VENUS (MATLAB)	90
FIGURA 81. ESQUEMA DE VELOCIDADES ENTRADA DE VENUS.	91
FIGURA 82. ESQUEMA GRÁFICO EN AZUL DE LA INTENCIÓN DE LA ASISTENCIA Y EN ROJO LA TRAYECTORIA REAL QUE REALIZA LA SONDA AL PASAR POR ALTO LA DEFORMACIÓN DEL ESPACIO-TIEMPO POR LA MASA DEL PLANETA. MATLAB	92
FIGURA 83. TRAYECTORIA DE LA SONDA HASTA LA LLEGADA A LA ÓRBITA TERRESTRE (MATLAB)	93
FIGURA 84. FUNCIÓN QUE REPRESENTA LA COMPONENTE VX RESPECTO POSICIÓN X (MATLAB).	94
FIGURA 85. FUNCIÓN QUE REPRESENTA LA COMPONENTE VY RESPECTO POSICIÓN Y (MATLAB).	94
FIGURA 86. TRAYECTORIA DE LA SONDA EN COORDENADAS [X,Y] EN EL PLANO DE LA ECLÍPTICA HASTA LA INTERSECCIÓN CON LA ÓRBITA DE SATURNO (MATLAB).	95
FIGURA 87. FUNCIÓN QUE MUESTRA LA VELOCIDAD Y POSICIÓN EN LA COORDENADA X CON LOS VALORES DE LA INTERSECCIÓN CON SATURNO (MATLAB)	96
FIGURA 88. FUNCIÓN QUE MUESTRA LA VELOCIDAD Y POSICIÓN EN LA COORDENADA Y CON LOS VALORES DE LA INTERSECCIÓN CON SATURNO (MATLAB)	97
FIGURA 89. TRAYECTORIA DE LA SONDA EN COORDENADAS [X,Y] EN EL PLANO DE LA ECLÍPTICA HASTA LA INTERSECCIÓN CON LA ÓRBITA DE PLUTÓN (MATLAB)	97
FIGURA 90. ÁNGULO DE LA TRAYECTORIA DE LA SONDA VELAS SOLARES	98
FIGURA 91. FUNCIÓN QUE MUESTRA LA VELOCIDAD Y POSICIÓN EN LA COORDENADA X CON LOS VALORES DE LA INTERSECCIÓN CON LA ÓRBITA DE PLUTÓN (MATLAB)	98
FIGURA 92. FUNCIÓN QUE MUESTRA LA VELOCIDAD Y POSICIÓN EN LA COORDENADA Y CON LOS VALORES DE LA INTERSECCIÓN CON LA ÓRBITA DE PLUTÓN (MATLAB)	99
FIGURA 93. NUEVA TRAYECTORIA DE LA SONDA CON LA SUPOSICIÓN DE CAMBIO DE MASA (MATLAB)	100

FIGURA 94. COMPARACIÓN DE TRAYECTORIAS CON EL CAMBIO DE MASA (MATLAB)	100
FIGURA 95. EVOLUCIÓN DE LA TRAYECTORIA DEL NUEVO MODELO DINÁMICO DE LA SONDA CON UN INCREMENTO EN SU MASA (MATLAB)	102
FIGURA 96. TRAYECTORIA DE LA SONDA CON TENDENCIA A ACERCARSE AL SOL (MATLAB)	103
FIGURA 97. EVOLUCIÓN DE LA TEÓRICA TRAYECTORIA HASTA UN IMPACTO CON EL SOL (MATLAB)	104
FIGURA 98. ESQUEMA DE LAS CONDICIONES INICIALES Y ORIENTACIÓN DE LA VELA SOLAR (CELESTIA)	105
FIGURA 99. ANÁLISIS DE LAS DIFERENTES TRAYECTORIAS CAMBIANDO ÁNGULOS DE LA VELA (MATLAB)	107
FIGURA 100. ANÁLISIS DE LAS TRAYECTORIAS EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO DE LA VELA (VISTA PERSPECTIVA MATLAB)	107
FIGURA 101. DETALLE DE LAS TRAYECTORIAS CON CAMBIO DE ÁNGULO (MATLAB)	108
FIGURA 102. TRAYECTORIA DE LA SONDA CON VALOR K6 (MATLAB)	109
FIGURA 103. TRAYECTORIA DE LA SONDA CON ÁNGULO DE VELA DE 70º (MATLAB)	109
FIGURA 104. REPRESENTACIÓN DE LA TRAYECTORIA Y LAS DIFERENTES ZONAS QUE ATRAVIESA A ESCALA LA SONDA (MATLAB)	111
FIGURA 105. CINTURÓN DE KUIPER Y TRAYECTORIA DE LA SONDA (MATLAB)	112
FIGURA 106. REPRESENTACIÓN DEL CINTURÓN DE KUIPER CON LA TRAYECTORIA DE LA SONDA (MATLAB)	113
FIGURA 107. ESQUEMA PARA EL CÁLCULO VOLUMEN TOROIDE.FUENTE: UNIVERSOFORMULAS.	114
FIGURA 108. ESCENARIO SIMPLIFICADO DE LA SONDA ENTRANDO EN EL CINTURÓN DE KUIPER (SOLIDWORKS).	115
FIGURA 109. DIAGRAMA DE VELOCIDADES. FUENTE PROPIA.	116
FIGURA 110. ESCENARIO SIMPLIFICADO DE LA SONDA ENTRANDO EN EL CINTURÓN DE KUIPER (ESQUEMA MODELADO CON ADOBE ILLUSTRATOR).	116
FIGURA 111. REPRESENTACIÓN DE LA TRAYECTORIA DE LA SONDA A ESCALA DIMENSIONAL CON EL CINTURÓN DE ASTEROIDES DE OORT (MATLAB)	118
FIGURA 112. REPRESENTACIÓN LOCALIZACIÓN A ESCALA ALPHA CENTAURI (MATLAB)	121

GLOSARIO DE SIGNOS, SÍMBOLOS, ABREVIATURAS, ACRÓNIMOS Y TERMINOS

Siglas/Acrónimos

CONSERT	Comet Nucleus Sounding Experiment by Radiowave Transmission
COSIMA	Cometary Secondary Ion Mass Analyser)
CSA	Canadian Space Agency
EDOs	Ecuaciones diferenciales ordinarias
ESA	European Space Agency
FKA	Russian Federal Space Agency
IKAROS	Kite-Accelerated Interplanetary Spacecraft Radiation from the Sun
ISS	International Space Station
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
JEDI	Jovian Energetic Particle Detector Instrument
JEM	Japanese Experiment Module
JPL	Jet Propulsion Laboratory
KBO	Kuiper Belt Objects
LORRI	Long Range Reconnaissance Imager
MASER	Microwave Amplification by Stimulated Emission of Radiation
MKK	Morgan Keenan Kellman
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NEXT	NASA Evolutionary Xenon Thruster
PTBT	Partial Test Ban Treaty
RPC	Rosetta Plasma Consortium
SDO	Scattered-disk Objects
SERT	Space Electric Rocket Test
SOI	Sphere Of Influence
S.R.	Sistema de Referencia
TNO	Transneptunian Objects
VIRTIS	Visible and Infrared Thermal Imaging Spectrometer

Símbolos

A	Área
c	Velocidad de la luz
D_c	Longitud círculo
D_s	Diagonal del cuadrado

E	Excentricidad
E	Energía
F_s	Fuerza atracción solar
F_T	Fuerza atracción terrestre
G	Constante gravitacional
H	Hidrogeno
H²	Deuterio
H³	Tritio
I_c	Momento de inercia del círculo
I_s	Momento de inercia del cuadrado
R_T	Radio Terrestre
T_e	Temperatura satélite
T_s	Temperatura estrella
V_a	Velocidad apoápsis
v_f	Velocidad final
v_i	Velocidad inicial
v_p	Velocidad periápsis
w	Frecuencia angular

Unidades

°C	Grados Centígrados
μm	Micrometro
kg/m²	Peso por metro cuadrado
GW	GigaVatio
J	Julio
K	Kelvin
keV	Kiloelectronvoltio
kg	kilogramo
km/s	kilómetros por segundo
kN	kilonewton
kW	Kilovatio
m	Metros
m/s	Metros por segundo
m³	Metros cúbicos
min	Minutos
MPa	Megapascal

N	Newton
Rad/s	Radianes por segundo
T	Tesla
k	segundo
W/mK	Vatio por metro y Kelvin
UA	Unidad Astronómica

1. INTRODUCCIÓN

El proyecto tiene como principal objetivo realizar un estudio de una misión espacial para un viaje interestelar utilizando como propulsión velas solares. El estudio se focaliza en la realización de un análisis detallado desde que la sonda está ubicada en la Estación Espacial Internacional (ISS) hasta la llegada a una órbita de la estrella Alpha Centauri, el destino seleccionado. Queda fuera del alcance del estudio el lanzamiento desde la superficie terrestre así como el posicionamiento en la ISS. Por limitación de tiempo disponible para la realización de este trabajo final de carrera, se ha tenido que acotar el contenido de la misión. Para determinar el alcance se ha considerado que hay numerosas misiones realizadas y documentadas con éxito en las cuales el foco recae en el lanzamiento desde la superficie terrestre (en nuestro caso el origen sería la Guayana Francesa) hasta el posicionamiento de la nave en la ISS, por lo que incluir esa parte del viaje en nuestro desarrollo no aportaría un estudio novedoso.

El estudio se desarrolla teniendo siempre en mente las limitaciones que un proyecto de esta envergadura presenta. Existen obstáculos destacables como por ejemplo el tiempo y los recursos disponibles para la realización del trabajo.

Se pretende llegar a realizar un estudio fundamentado, sin perder el foco en ningún momento. La intención es tener en consideración el mayor número posible de etapas por las que se pasaría la nave en un caso real, la misión que nos ocupa está realizada teóricamente. Haría falta un estudio ingenieril posterior para ver cómo se podría llegar a alcanzar lo establecido mediante la teoría actual.

Se incluye en la presente memoria un estudio del estado del arte, investigación del espacio (Sistema Solar e Interestelar Medio), métodos de propulsión y estudio de misiones anteriores de alcance limitado al Sistema Solar.

La misión de la sonda se encuentra dividida en tres grandes etapas, dónde en cada una de ellas se tratan los cálculos y las estrategias idóneas para abastecer el viaje interestelar. La primera etapa transcurre desde la salida de la sonda de la ISS hasta la llegada al sol. La segunda etapa corresponde a la abertura de la vela solar y el comportamiento de la sonda en todo el viaje hasta llegar a las proximidades de Alpha Centauri. En la tercera etapa se explica las distintas fases del medio interestelar por las que pasará la sonda hasta la llegada a Alpha Centauri.

2. OBJETIVOS DEL PROYECTO

Los objetivos principales del proyecto se han basado en una serie de conceptos y problemas que hay que ir abarcando y solucionando para un viaje interestelar:

- Elaborar un análisis del estado del arte actual.
- Comparar los diferentes mecanismos de propulsión y las tecnologías asociadas, analizando las ventajas e inconvenientes de cada uno.
- Tras la comparativa, determinar cuál es el sistema de propulsión óptimo para realizar una misión de larga duración sin combustible.
- Investigación y desarrollo de la mecánica y dinámica orbital para realizar un viaje interestelar utilizando como propulsor de la sonda la presión de la radiación solar.
- Determinar la estrategia de viaje que se va a seguir.
- Analizar los posibles inconvenientes con los que la sonda podría encontrarse durante las distintas etapas del viaje.
- Extraer como conclusión final la viabilidad de la misión planteada.

3. ESTUDIO E INVESTIGACIÓN DEL ESTADO DEL ARTE

3.1 ¿DÓNDE ESTAMOS?

Una pregunta que la humanidad siempre ha tenido en la mente es ¿de dónde venimos? y ¿hacia dónde nos dirigimos? El ser humano busca conocer los orígenes del universo para poder contestar algunas de estas preguntas.

Por ello el motivo de la misión busca adquirir más conocimientos sobre el espacio que nos rodea. Pero para que se pueda siquiera plantear alguna posible respuesta primero se deben definir el origen y el destino de la expedición.

3.1.1 SISTEMA SOLAR

El Sistema Solar es un conjunto formado por el Sol, y los cuerpos celestes que orbitan a su alrededor.

Está formado por el Sol y una serie de cuerpos que están ligados con esta estrella por la gravedad: ocho grandes planetas (Mercurio, Venus, Tierra, Marte, Júpiter, Saturno, Urano y Neptuno), junto con sus satélites, planetas menores (entre ellos, el ex-planeta Plutón), asteroides, cometas, polvo y gas interestelar.

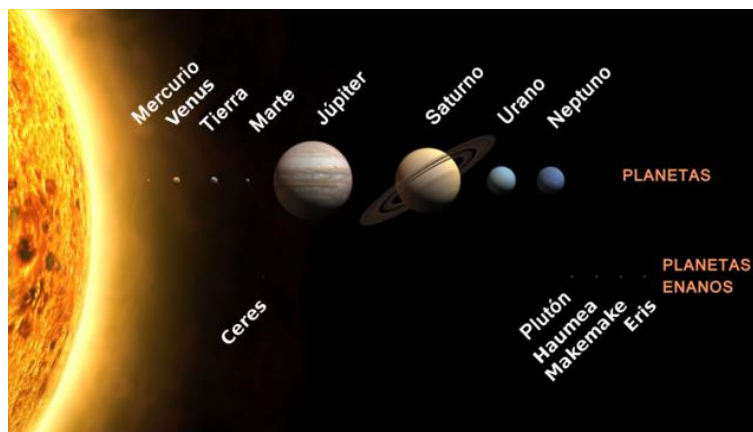


Figura 1. Planetas y planetas enanos a escala del sistema solar. Commons.

Pertenece a la galaxia llamada Vía Láctea, formada por miles de millones de estrellas, situadas a lo largo de un disco plano de 100.000 años luz.

El Sistema Solar está situado en uno de los tres brazos en espiral de esta galaxia llamado Orión, a unos 32.000 años luz del núcleo, alrededor del cual gira a la velocidad de 250 km/s, empleando 225 millones de años en dar una vuelta completa, lo que se denomina año cósmico.

El Sol tiene aproximadamente 4.600 millones de años y su formación, según la teoría de Laplace, se inició con una inmensa nube de gas y polvo que se contrajo a causa de la fuerza de la gravedad y comenzó a girar a gran velocidad, probablemente, debido a la explosión de una supernova cercana. La mayor parte de la materia se acumuló en el centro. La presión era tan elevada que se inició una reacción nuclear, liberando energía y formando una estrella. Al mismo tiempo se iban definiendo algunos remolinos que, al crecer, aumentaban su gravedad y recogían más materiales en cada vuelta. También había muchas colisiones. Millones de objetos se acercaban y se unían o chocaban con violencia y se partían en trozos. Los encuentros constructivos predominaron y, en sólo 100 millones de años, adquirió un aspecto semejante al actual. Después cada cuerpo continuó su propia evolución.



Figura 2. Imagen artística de la creación del Sistema Solar. Wikipedia

Otra propiedad del Sistema Solar es que el Sol gira lentamente y sólo tiene 0,1 por ciento del momento angular, pero tiene el 99,9 por ciento de su masa, mientras que los planetas tienen el 99,9 por ciento del momento angular y sólo un 0,1 por ciento de la masa y orbitan alrededor del astro en el mismo plano denominado plano eclíptico.

Además de la estrella, los ocho planetas, los planetas enanos y los satélites en nuestro sistema encontramos el cinturón de asteroides, el cinturón de Kuiper, el Disco disperso y finalmente la nube de Oort.

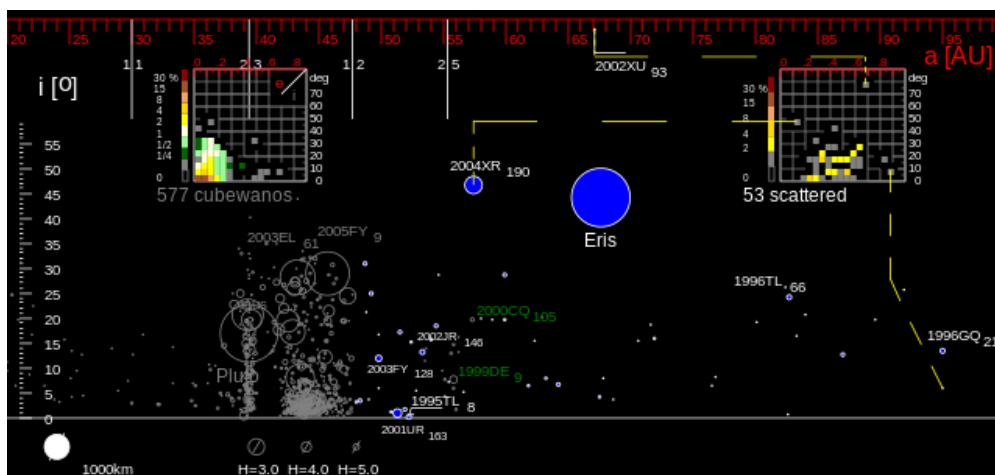


Figura 3. Una comparación entre los objetos clásicos y los objetos del disco difuso. Commons.

El primero se encuentra entre las orbitas de Marte y Júpiter, sin interferir en ellas y separa los dos grupos en los que se puede dividir los 8 planetas. Los 4 más cercanos al Sol son conocidos como planetas terrestres y están compuestos principalmente de

roca y metal. Los 4 restantes, situados en órbitas más alejadas, obtienen el nombre de gigantes gaseosos y son considerablemente más masivos que los terrestres. Además su composición es hielo y gases. Los dos planetas más grandes del sistema, Júpiter y Saturno, están formados de helio e hidrógeno.

3.1.2 FASES DEL VIAJE INTERESTELAR

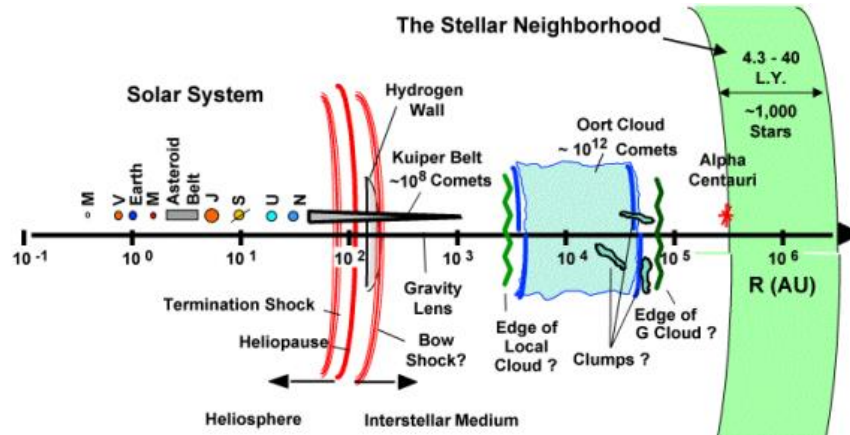


Figura 4. Esquema Sistema Solar e Interestelar Medio. Escala logarítmica. NASA

Cinturón Asteroides

El cinturón de asteroides es una región del sistema solar comprendida aproximadamente entre las órbitas de Marte y Júpiter. Alberga multitud de objetos irregulares, denominados asteroides, y al planeta enano Ceres. Esta región también se denomina cinturón principal con la finalidad de distinguirla de otras agrupaciones de cuerpos menores del sistema solar, como el cinturón de Kuiper o la nube de Oort.

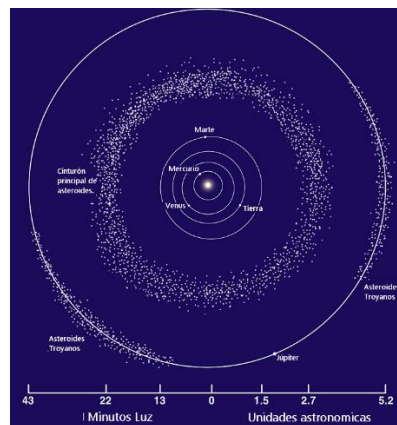


Figura 5. Imagen esquemática del cinturón de asteroides. Se muestra el cinturón principal, entre las órbitas de Marte y Júpiter, y el grupo de los troyanos, en la órbita de Júpiter. Wikipedia.

La masa total del cinturón de asteroides se estima entre $3,0 \times 10^{21}$ y $3,6 \times 10^{21}$ kg. Los objetos celestes más grandes del cinturón son, por tanto, mucho menores y menos masivos que la Luna. Los cuatro cuerpos principales suman la mitad de la masa total del cinturón, y Ceres, el más grande de ellos, representa un tercio de la masa total.

Frente de Choque

La Heliosfera es el nombre que se le da a la región espacial que se encuentra bajo la influencia del viento solar y su campo magnético, que se compone de iones procedentes de la atmósfera solar y se extiende más allá de la órbita de Plutón.

Esto da origen a una burbuja magnética en cuyo interior se encuentran los planetas de nuestro Sistema Solar. El límite que impone la burbuja se llama heliopausa. La capa que separa la heliopausa del frente de choque de terminación se llama heliofunda.

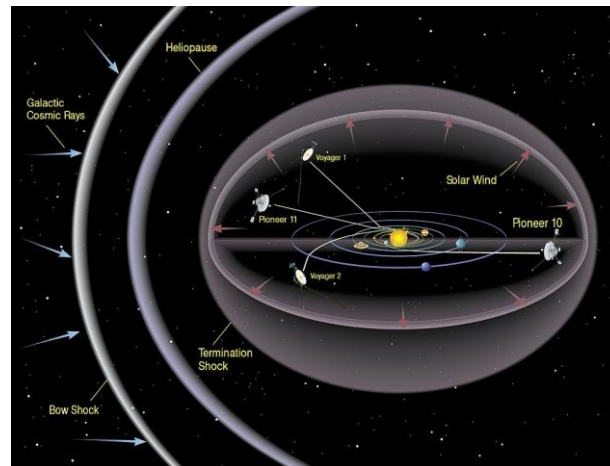


Figura 6. Heliosfera. Wikipedia.

Frente de choque de terminación o choque de terminación (en inglés terminal shock) es el límite de uno de los últimos bordes exteriores de la influencia del Sol. Es un área o región más o menos esférica alrededor de la estrella donde el viento solar reduce su velocidad a causa de las interacciones con el medio interestelar local que se encuentra a su paso, en la región conocida como heliosfera.

El choque de terminación está situado entre 75 y 90 UA, si bien es una aproximación ya que se expande, contrae o arruga por cambios en la velocidad y presión del viento solar.

Región de Hidrogeno caliente

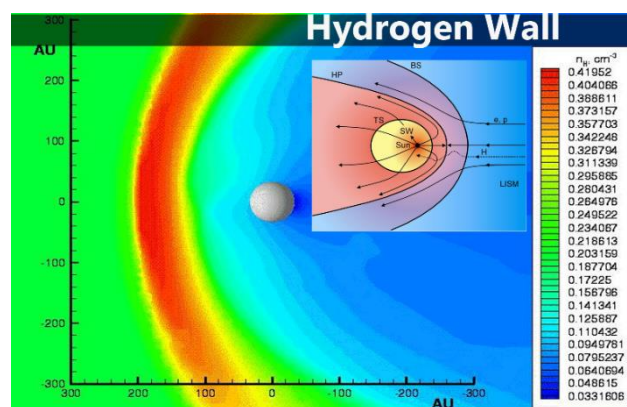


Figura 7. Hydrogen Wall. Fuente.

Alrededor de cada estrella, existe una región de hidrógeno caliente conocida como la pared de hidrógeno entre el arco de choque y la heliopausa (Hydrogen Wall). La pared

está compuesta de material interestelar que interactúa con el borde de la heliosfera. Una definición alternativa es que la heliopausa es la magnetopausa entre la magnetosfera de la Sistema Solar y corrientes de plasma de la galaxia.

Arco de Choque

Se denomina arco de choque, o también a veces “capa de choque” (en inglés: bow shock) a la región fronteriza entre la magnetosfera de un cuerpo celeste y el medio interestelar. Aplicado a estrellas, es la frontera entre el viento solar y el medio interestelar. Aplicado a planetas como la Tierra, es la región en la que el viento solar es desviado por el campo magnético terrestre.

El ejemplo mejor estudiado de arco de choque es el que se forma cuando el viento solar se encuentra con la magnetopausa del planeta Tierra, si bien se producen arcos de choque en torno a todos los planetas magnetizados. El arco de choque terrestre tiene entre 100 y 1000 km de grosor, y se encuentra a unos 90 000 km de distancia de la Tierra.

Disco Disperso

El disco disperso (también conocido como disco difuso) es una región del sistema solar cuya parte más interna se solapa con el cinturón de Kuiper (a 30 UA del Sol) hasta una distancia desconocida que podría ser de unos cuantos centenares de UA y también a otras inclinaciones por encima y por debajo de la eclíptica. Está poblada por un número incierto de cuerpos celestes (de momento se han descubierto unos 90) conocidos con el nombre de objetos dispersos, o simplemente objetos del disco disperso (en inglés scattered-disk objects o SDO), y que forman parte de la familia de los objetos transneptunianos. Son cuerpos helados, algunos de más de 1000 km de diámetro, el primero de los cuales fue descubierto el año 1995. El miembro más grande del grupo es el planeta enano **Eris**, descubierto en 2005.

Generalmente, se considera objetos dispersos aquellos cuerpos celestes con semiejes mayores de más de 50 UA, ya que ésta es la distancia aproximada del límite exterior del cinturón de Kuiper y da una imagen simplificada del disco disperso como una región en forma de rosquilla que "envuelve" los KBO.

Cinturón Kuiper

El cinturón de Kuiper es un conjunto de cuerpos de cometa que orbitan alrededor del Sol a una distancia de entre 30 y 100 UA. Recibe su nombre en honor a Gerard Kuiper, que predijo su existencia en los años 1960, treinta años antes de las primeras observaciones de estos cuerpos. Pertenecen al grupo de los llamados objetos transneptunianos (TNO, Transneptunian Objects). Los objetos descubiertos hasta ahora poseen tamaños de entre 100 y 1000 km de diámetro. Se cree que este cinturón es la fuente de los cometas de corto periodo. El primero de estos objetos fue descubierto en 1992 por un equipo de la Universidad de Hawái.

Más de 800 objetos del cinturón de Kuiper (KBOs de las siglas anglosajonas Kuiper Belt Objects) han sido observados. Durante mucho tiempo los astrónomos han considerado a Plutón y Caronte como los objetos mayores de este grupo.

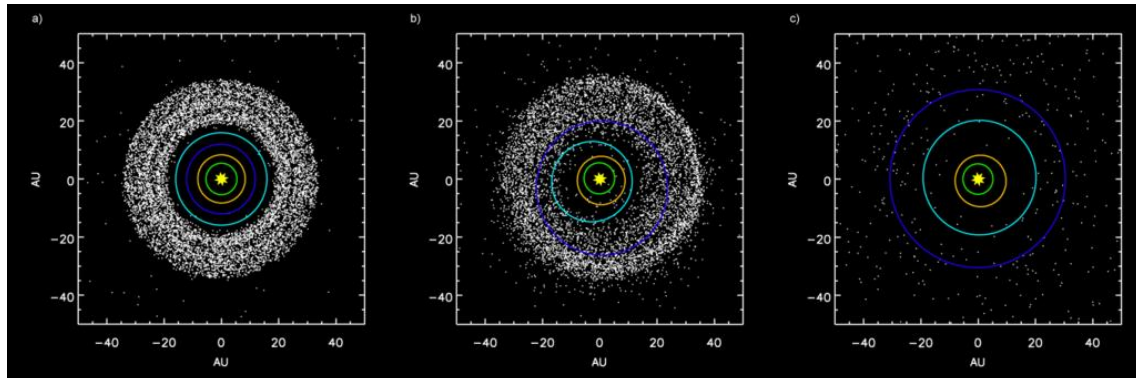


Figura 8. Simulación que muestra los planetas exteriores y el cinturón de Kuiper: a) Antes de la resonancia Júpiter/Saturno 2:1 b) Dispersión de los objetos del cinturón de Kuiper en el sistema solar después de la alteración de la órbita de Neptuno c) Tras la expulsión de los objetos del cinturón de Kuiper por Júpiter. Wikipedia

La nube de Oort

La nube de Oort (también llamada nube de Öpik-Oort, en honor a Ernst Öpik y Jan Oort) es una nube esférica de objetos transneptunianos hipotética (es decir, no observada directamente) que se encuentra en los límites del sistema solar, casi a un año luz del Sol, y aproximadamente a un cuarto de la distancia a Próxima Centauri, la estrella más cercana a nuestro Sistema Solar. Las otras dos acumulaciones conocidas de objetos transneptunianos, el cinturón de Kuiper y el disco disperso, están situadas unas cien veces más cerca del Sol que la nube de Oort. Según algunas estimaciones estadísticas, la nube podría albergar entre uno y cien billones (10^{12} - 10^{14}) de objetos, siendo su masa unas cinco veces la de la Tierra.

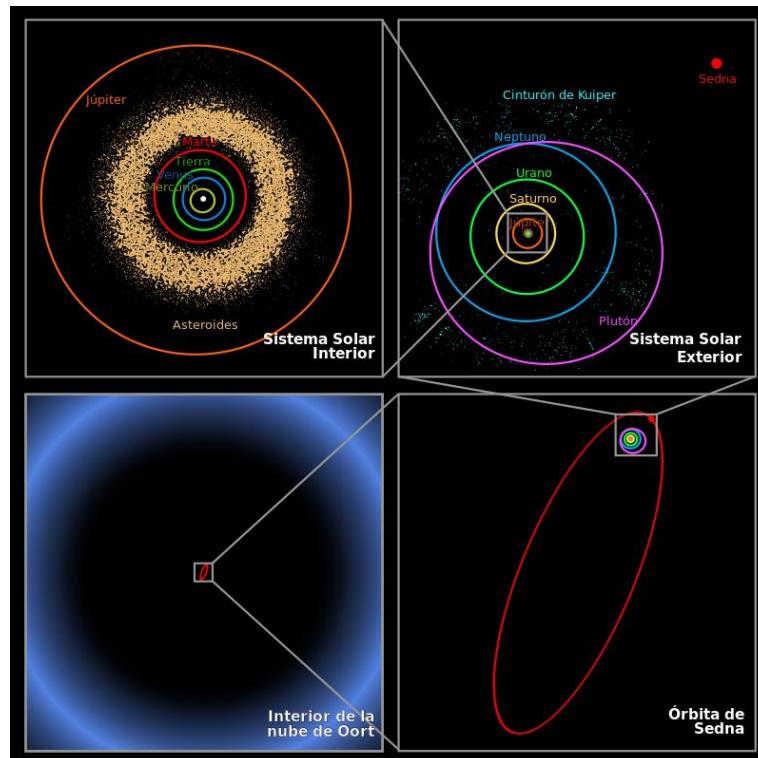


Figura 9. Distancia de la nube de Oort respecto del resto de cuerpos del Sistema Solar. Wikipedia

Presenta dos regiones diferenciadas: la nube de Oort exterior, de forma esférica, y la nube de Oort interior, también llamada nube de Hills, en forma de disco. Los objetos de la nube están formados por compuestos como hielo, metano y amoníaco, entre otros, y se formaron muy cerca del Sol cuando el sistema solar todavía estaba en sus primeras etapas de formación. Una vez formados, llegaron a su posición actual en la nube de Oort a causa de los efectos gravitatorios de los planetas gigantes.

La nube de Oort se puede dividir en dos regiones: la nube de Oort exterior (entre 20 000 UA y 50 000 UA), de forma esférica, y la nube de Oort interior (entre 2000 UA y 20 000 UA), que tiene forma toroidal, aunque algunas fuentes sitúan el final de la nube entre 100 000 UA y 200 000 UA.

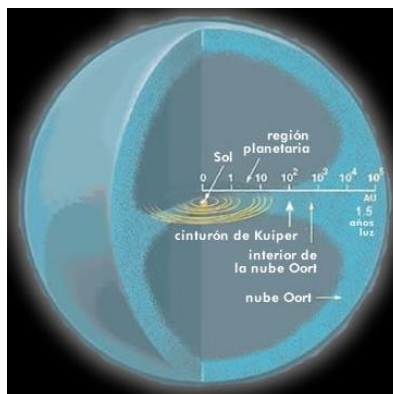


Figura 10. Representación de las dos regiones de la nube de Oort. [Fuente.](#)

3.2 ¿DÓNDE VAMOS?

La exploración espacial además de su interés técnico y científico intrínseco es cada vez más el objetivo de empresas tanto públicas como privadas.

El conocimiento de nuestro entorno es básico para la evolución. Puede que en un futuro los humanos deban crear sociedades en el espacio o en otros planetas. Para encontrar un sistema capaz de albergar vida, se debe buscar en los sistemas con estrellas similares a la nuestra.

Otro punto clave que se debe tener en cuenta en una misión espacial es la distancia a la que queremos enviar la nave, ya que, como se observa en los apartados anteriores, esta puede llegar a ser colosal.

Con todo, la estrella más próxima al Sol es Proxima Centauri, que se encuentra aproximadamente a 4,22 años luz, sin embargo, Alpha Centauri, aunque 0,28 años luz más lejos, posee unas características mucho más parecidas.

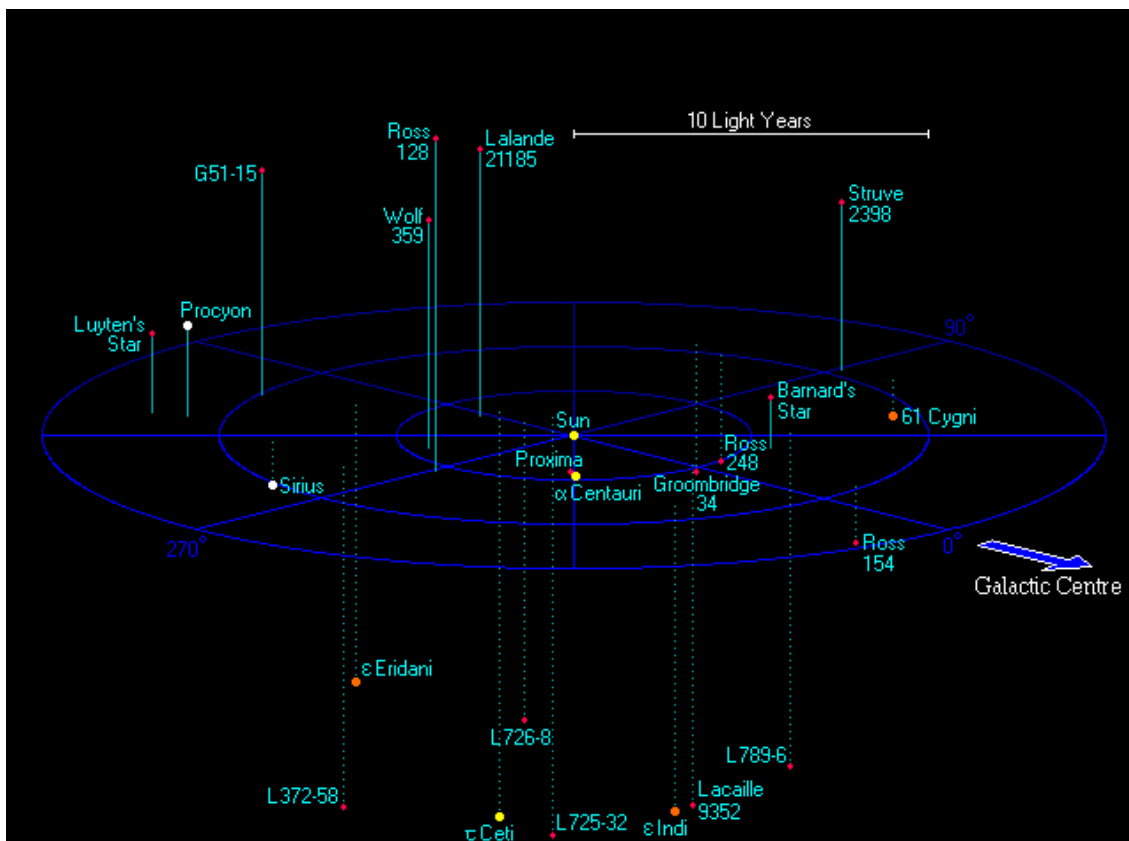


Figura 11. Mapa de las estrellas que hay en un radio de 12.5 años luz alrededor del Sol.
Atlasoftheuniverse.

3.2.1 CLASIFICACIÓN DE LAS ESTRELLAS

Para establecer un destino acorde con los parámetros establecidos se deben conocer las propiedades de las estrellas y estas están recogidas según varios métodos de clasificación.

El número y características de las estrellas son tan grandes, que existen varias clasificaciones según sus propiedades como luminosidad, temperatura, tamaño o estado en que se encuentran, entre otros.

La cantidad de estrellas en el Universo es desconocida, porque no se conoce todo el Universo. No obstante, se sabe que existen más de 100,000 millones de galaxias, cada una con más de 100,000 millones de estrellas.

Una de las clasificaciones más comunes es la de Harvard, esta clasificación es llamada así porque fue desarrollada en el observatorio de la Universidad de Harvard a finales del siglo XIX.

Esta clasifica a las estrellas en función de su temperatura y luminosidad aparente. El espectro indica la intensidad según la longitud de onda del objeto. En palabras más sencillas, mientras más roja se observa una estrella, más fría es, pues las más calientes son las que muestran un color azul.

Se tiene 7 tipos espectrales básicos, identificados por las letras O, B, A, F, G, K y M, los cuales están a su vez divididos en 10 subclases numeradas del 0 al 9 en orden decreciente de temperatura, por lo que B puede ser B8 o B9 y O puede ser O1 u O9. El tipo espectral indica la temperatura superficial de una estrella (medida en grados Kelvin, K), conocida a partir de su color aparente.

- I. O. Su color aparente es azul, casi violeta. Las estrellas de este tipo son sumamente calientes y luminosas, con una temperatura mayor de 28,000 K. Pueden llegar a tener 40,000 K.
- II. B. Estas estrellas muestran un color azul claro y tienen temperaturas de alrededor de 10,000 a 20,000 o hasta 28,000 K. Son muy luminosas, pero claro, ligeramente menos que las del tipo O.
- III. A. Su temperatura superficial es de 7,500-10,000 K, por lo que su color, aunque azulado, es menos intenso, y pueden observarse casi blancas. Muchas de las estrellas que se observan a simple vista pertenecen a este tipo espectral.
- IV. F. Presentan un color aparente blanco, pero pueden verse todavía un tanto azuladas e incluso ligeramente amarillas. ¿Su temperatura? 6,000-7,500 K. Un 3 por ciento de las estrellas que se observan son de este tipo.
- V. G. Su color aparente es amarillo o amarillo-blanco, y su temperatura superficial varía de 5,000 a 6,000 K. No son muy comunes en el Universo; ahora bien, el Sol es una estrella clasificada como de tipo espectral G2.
- VI. K. Son estrellas de color rojo a rojo anaranjado, que presentan una temperatura de 3,500 a 5,000 K. Son más frías que las de tipo G pero menos que las de M, y representan un 12 por ciento de las estrellas conocidas.
- VII. M. Son las más comunes y las más frías. Su color aparente es rojo y registran temperaturas menores de 3,500 K.

No hace mucho tiempo, los científicos añadieron 3 tipos espectrales: L, T y Y. Son mucho más frías que todas las anteriores, y corresponden a enanas marrones.

Posteriormente cada clase de letra se subdivide usando un dígito numérico, con el 0 para las estrellas más calientes y 9 para las más frías.

En el sistema MK (Morgan-Keenan) o MKK (Morgan Keenan Kellman), se añade una clase de luminosidad a la clase espectral usando números romanos. Esto se basa en el ancho de ciertas líneas de absorción en el espectro de la estrella, que varían con la densidad de la atmósfera y por lo que se distinguen las gigantes rojas de las enanas. La clase de luminosidad:

Clase	Descripción
0	Hipergigante
Ia	Supergigantes muy luminosas
Ib	Supergigantes
II	Gigantes luminosas
III	Gigantes
IV	Subgigantes
V	Estrellas enanas de la secuencia principal
VI	Subenanas
VII	Enanas blancas

Tabla 1. Clasificación estelar por clases de luminosidad. Wikipedia.

3.2.2 ESTRELLAS CANDIDATAS A ALBERGAR VIDA

La mayoría de las estrellas del Universo, aproximadamente el 76,5% son enanas rojas según datos estadísticos.

Estas como se especifica más adelante no disponen de unas características favorables para que la vida, al menos en los estados que conocemos, se desarrolle.

Hay cinco requisitos para que una estrella sea considerada favorable para iluminar un planeta que pueda contener vida:

- I. El primer criterio es asegurar la madurez de una estrella y la estabilidad. Las estrellas de la secuencia principal funden hidrógeno y helio en sus núcleos, generando luz y calor, dando a la vida una oportunidad de desarrollarse.
- II. La segunda prueba es mucho más complicada. Las estrellas más calientes - las de tipos espectrales O, B, A, y F - no son buenas porque gastan energía rápidamente y mueren en edades tempranas. Las estrellas más frías - las de tipos espectrales M y K - pueden no producir bastante energía para sostener vida. Entre las estrellas que son demasiado calientes y las que están demasiado frías, encontramos las estrellas amarillas del tipo G, como el sol. Afortunadamente, la Alpha Centauri pasa esta prueba, pues es de la misma clase que nuestro sol. Alpha Centauri es una estrella K1, así que es más caliente y más brillante que la mayoría de las estrellas de K, por lo tanto sería un caso bastante complicado así que esta prueba podría fallarla o no .

- III. La tercera prueba dice que un sistema debe demostrar condiciones estables. El brillo de la estrella no debe variar mucho. Afortunadamente, la variación de brillo es demasiado pequeña Alpha Centauri A y B, así que pasan esta prueba. Sin embargo, Próxima falla en esta prueba.
- IV. La cuarta condición se refiere a las edades de las estrellas. El sol tiene cerca de 4,6 mil millones años de edad, así que en la tierra la vida tubo bastante tiempo para desarrollarse. Una estrella debe ser bastante vieja para dar a la vida una oportunidad. Alpha A Centauri y B son más viejas que el sol, por lo tanto pasan esta prueba al permitir que la vida haya podido surgir. Próxima, sin embargo, falla en esta prueba ya que es una estrella joven.
- V. La quinta condición es la de contener suficientes elementos pesados, tales como carbono, nitrógeno, oxígeno y hierro para que la vida se desarrolle. El binomio Alpha Centauri cubren este requisito.

3.2.3 ALPHA CENTAURI



Figura 12. Sistema triple de estrellas. El binomio Alpha Centauri A y B; Próxima en el círculo. Wikipedia.

Es la estrella más luminosa de la constelación del Centauro y la que más luce de toda la bóveda celeste después de Sirio y Canopo. Sin embargo, no es visible desde las latitudes europeas porque brilla en el cielo austral.

Alpha Centauri es realmente un sistema triple, aunque si se excluye, por su lejanía, a Proxima Centauri, nos queda el sistema binario de Alpha Centauri A y Alpha Centauri B. Estos dos astros están separados por unas 30 UA (magnitud similar al Sol y Plutón). Proxima Centauri termina una órbita alrededor de este sistema binario en aproximadamente 500.000 años. Y aunque, como se especifica en cualquier libro, hoy en día es la más cercana, pasados varios miles de años esta se alejará pudiendo incluso llegar a escapar de la atracción de Alpha Centauri.

El sistema también contiene por lo menos un planeta del tamaño terrestre Alpha Centauri Bb, con cerca de 113 % de la masa terrestre, que orbita Alpha Centauri B, con un período de 3,236 días lo que lo hace ser el exoplaneta conocido más cercano a la Tierra. Orbitando a una distancia de 6 millones de kilómetros de la estrella, o el 4 % de la distancia de la Tierra al Sol, el planeta tiene una temperatura superficial estimada de al menos 1500 K (aproximadamente 1200°C).

A continuación se expone una tabla donde se pueden comparar las similitudes y diferencias entre las tres estrellas más cercanas a la nuestra. Con esta comparativa y la información de los anteriores apartados se descartan Alpha Centauri B y Proxima Centauri como destinos inmediatos.




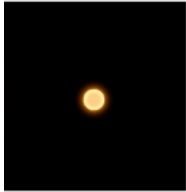
Estrellas				
	Sun	Alpha Centauri A	Alpha Centauri B	Proxima Centauri
Clase espectral	G2V	G2V	K1V	M5.5 Ve
Temperatura	5.800 K	5.800 K	5.300 K	2.700 K
Masa	1	1,1	0,97	0,12
Luminosidad	1	1,52	0,5	0,0017
Distancia desde la Tierra (años-luz)	1,58·10 ⁻⁵	4,48	4,48	4,22
Edad (billones de años)	4,6	5-6	5-6	≈1

Tabla 2 Comparativa de diversas propiedades entre el Sol, Alpha Centauri A y B y Proxima.

Con todo lo expuesto se puede observar cual es el mejor destino para la misión. A continuación se tratara de averiguar cuál es la mejor opción para propulsar la nave hasta nuestro destino. Se compararán los diferentes métodos remarcando aquellos aspectos de mayor interés para realizar su cometido.

3.3 MÉTODOS DE PROPULSIÓN

Hoy en día se disponen de diferentes métodos de propulsión para la navegación en el espacio. La propuesta siguiente es diferenciar las distintas propiedades de estos extrayendo las ventajas y desventajas de cada uno. Los distintos motores descritos pueden estar en funcionamiento, en fase de desarrollo o simplemente ser propuestas.

3.3.1 MOTOR QUÍMICO

Es el método de propulsión más común en la actualidad. También es, dentro de los motores, el más simple. Se pueden distinguir dos variantes, los que usan combustible líquido, que proporciona más control pues permite la activación y desactivación de los motores así como un control en la potencia, y los que usan combustible sólido, reacción que una vez iniciada no se puede detener.

En los cohetes de propulsor sólido, el combustible y el oxidante se mezclan conjuntamente bajo la forma de un polvo compacto y solidificado que se acumula en la cámara de combustión adhiriéndose perfectamente a las paredes y dejando un agujero cilíndrico central. Una de las combinaciones más utilizadas para propulsores sólidos es la mezcla de poliuretano, un combustible plástico, con perclorato de amonio como oxidante; aunque también se emplean otras mezclas.

Los cohetes de propulsor líquido llevan el combustible y el oxidante en dos depósitos separados. Los dos líquidos son enviados por medio de una bomba a la cámara de combustión donde, al entrar en contacto, desarrollan el proceso químico que da lugar a un potente flujo de partículas gaseosas. Una de las combinaciones más empleadas para los cohetes de propulsor líquido es la de hidrógeno líquido (combustible) con oxígeno líquido (oxidante). De este tipo eran los motores del Saturno V, que llevó a los americanos a la Luna.

El conjunto de gases en expansión obtenidos en la reacción causada por la mezcla de combustible y comburente son dirigidos hacia la tobera o toberas para así, mover la nave, según la tercera ley de Newton.

3.3.1.1 Antecedentes

Los primeros motores de hidrógeno líquido con éxito fueron desarrollados en Estados Unidos, el motor RL-10, abajo ilustrado, voló por primera vez en 1962.

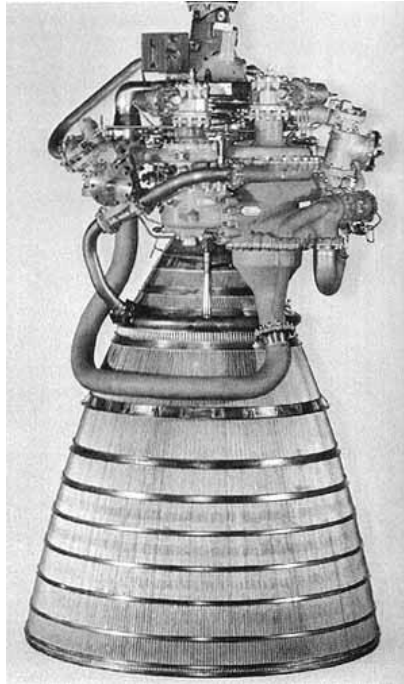


Figura 13. Motor de cohete Pratt & Whitney's RL-10, fue el primero en usar hidrogeno líquido. Empuje, 67 kN a la altitud; velocidad de escape, 4245 m / s; salida, diámetro, alrededor de 1 m. Julio de 1959, dos de estos motores accionados la etapa Centauro. NASA.

Los motores de hidrógeno se emplearon como parte del proyecto Apollo, emplear hidrógeno líquido como combustible da una masa fase bastante menor, reduciendo así el tamaño global y el coste del vehículo pero por otro lado la tecnología criogénica necesaria para manipular el hidrógeno líquido es compleja y su baja densidad requiera de bombas voluminosas.

Hay muchos ejemplos de este tipo de motores y aquí se muestran los pioneros o más famosos ejemplos. A continuación se muestra un esquema generico del funcionamiento de este tipo de motores.

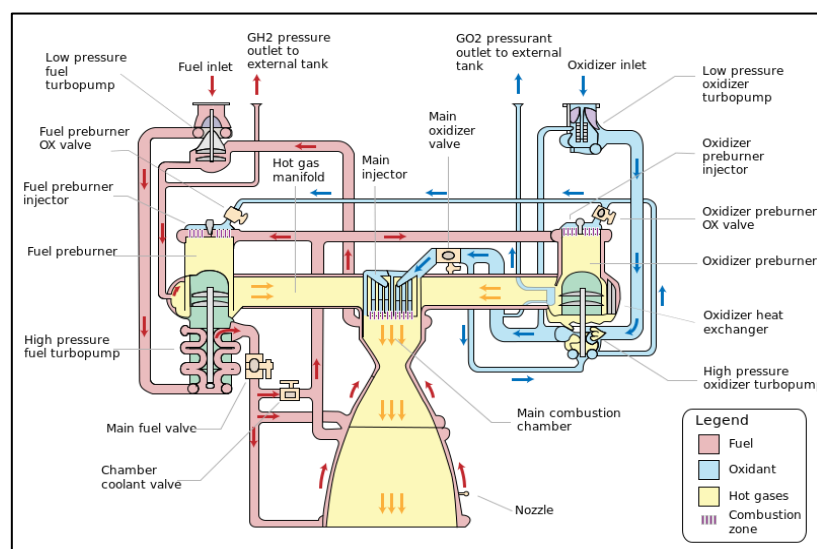


Figura 14. Esquema gráfico de las diferentes etapas de un motor químico. Commons.

3.3.2 MOTOR ATÓMICO

Los métodos siguientes se podrían clasificar como los más eficaces, actualmente viables, de los que se explicarán. Quizá la fusión es el que necesita algún tiempo e investigación para poder ser considerado un método susceptible de ser usado. Sin embargo, todos ellos necesitarían de una colaboración internacional que hiciera posible el despliegue de material nuclear en el espacio, ya que en 1963 más de 100 países firmaron el Tratado de Prohibición de Ensayos Atmosféricos (ATBT), el cual prohíbe el despliegue y ensayos de material atómico en la atmósfera, el espacio exterior o bajo el agua, permitiendo solo tales despliegues en zonas subterráneas donde la radiación no se expone al ambiente.

3.3.2.1 Fisión

Este tipo de motor es el que produce la mayor fuente de energía que somos capaces de crear. Además la cantidad de combustible requerida para obtener esta potente energía es muy baja. La fisión nuclear es la división del núcleo de un átomo. El núcleo se convierte en diversos fragmentos con una masa casi igual a la mitad de la masa original más dos o tres neutrones.

La suma de las masas de estos fragmentos es menor que la masa original. Esta reducción de la masa (alrededor del 0,1 por ciento de la masa original) se ha convertido en energía

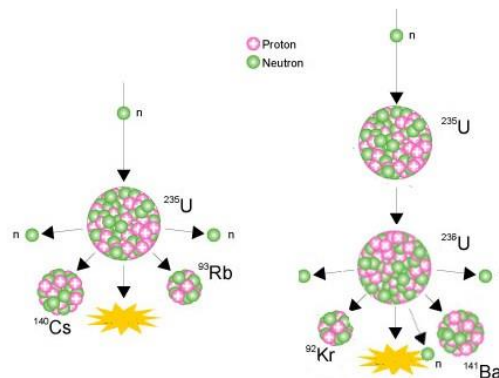


Figura 15. Dos ejemplos de la fisión nuclear con Uranio 235. Wold-Nuclear.

3.3.2.2 Fusión

Este método de producción de energía, que emula al Sol, consiste en la unión de dos isótopos de hidrógeno (deuterio H^2 o tritio H^3) o de helio (helio 3 He^3) para formar nuevos átomos mayores en forma de plasma. Este proceso desprende la mayor cantidad de energía de todos los métodos atómicos, y alrededor de millones superior a la energía liberada en el motor químico. Por si no fuera suficiente, esta reacción es limpia, es decir, no produce ningún residuo perjudicial.

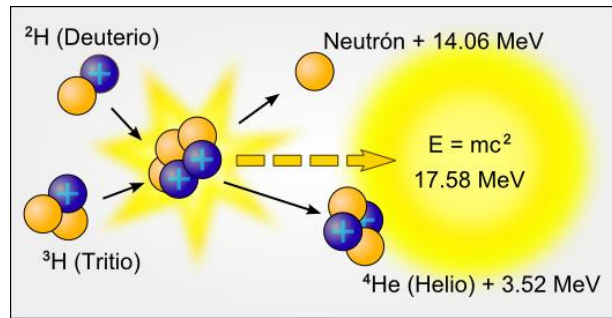


Figura 16. Esquema grafico proceso de unión de los átomos en la fusión y las características de la misma. Sputnik. Cedida.

Teóricamente, la máxima velocidad de la nave sería aproximadamente la de la luz dado que los neutrones y el plasma creados se mueven alrededor de la misma. Investigadores de la Universidad de Washington, financiados por la NASA, están desarrollando un motor a fusión, el cual permitiría llegar reducir el tiempo de una misión a Marte (ida y vuelta), de los actuales 4 años con los actuales motores de propulsión a entre 30 y 90 días.

3.3.2.3 Orión

El último de los métodos de propulsión nuclear se explica a título informativo, puesto que, al igual que en todos los métodos atómicos, dado el ATBT así como su peligrosidad, hacen que el sistema quede totalmente descartado para posibles viajes espaciales. El método consiste en pequeñas y controlas explosiones nucleares, dirigiendo el plasma, proveniente de agua almacenada en una cámara en los primeros ensayos o de una pastilla de plástico que se incorpora a la bomba, para poder eliminar la cámara de combustión, cámara que presentaba problemas al tener que soporta la energía liberada por la explosión, hacia la nave para impulsarla.

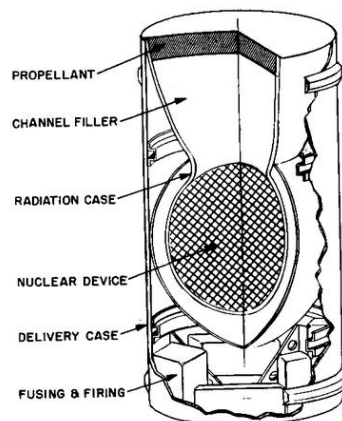


Figura 17. Esquema de una cámara de combustión del sistema Orion. NASA. Commons

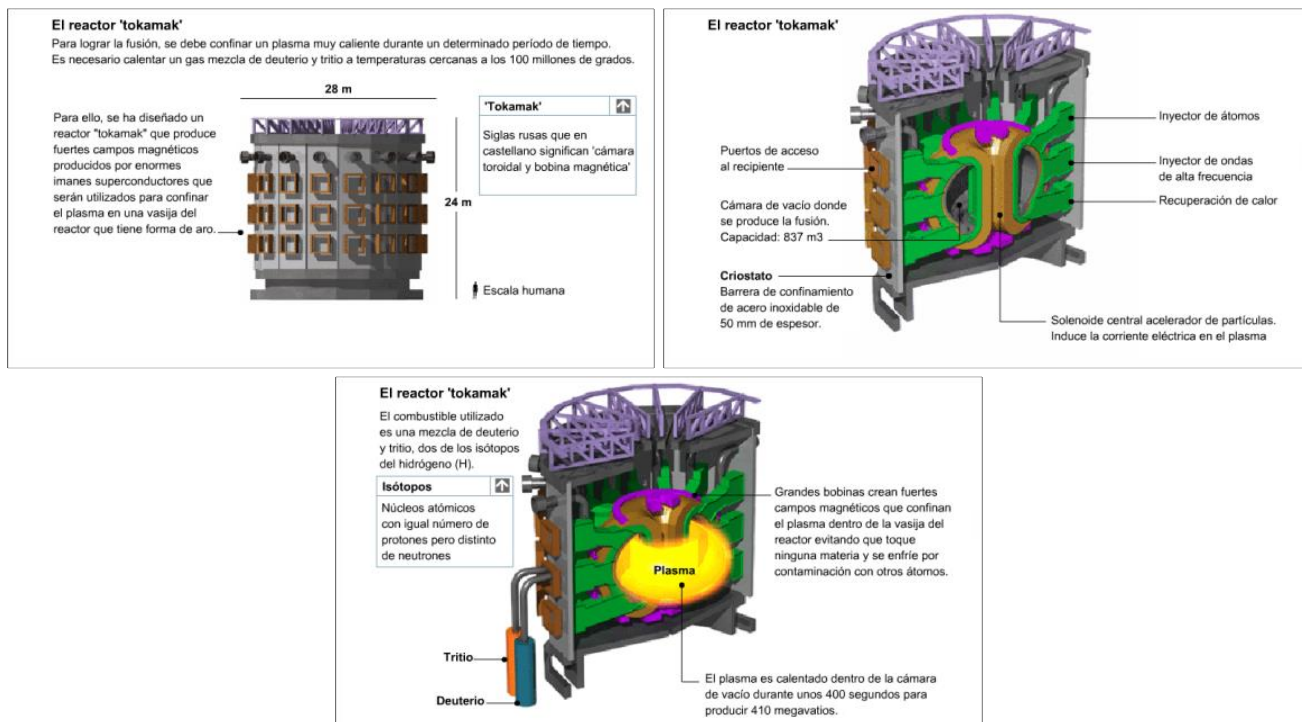


Figura 18. Imágenes del Tokamak. Sputnik.

3.3.2.4 Antecedentes

Hoy en día no hay ningún antecedente de motor espacial que utilice la fisión, fusión o el método Orión. Por ello, se exponen breves explicaciones gráficas de los distintos procesos.



Figura 19. Procesos de la fusión. Scientificamerican.

3.3.3 MOTOR DE ANTIMATERIA

El motor de antimateria es ciencia ficción en la actualidad. Con ello no se niega la posibilidad de tal método sin embargo la baja producción y el coste desproporcionado de la misma hacen que la antimateria este en el punto de mira de las agencias espaciales para su mejora productiva. El motivo de este interés no es otro que la cantidad de energía, mil veces superior a la fusión del hidrógeno, que libera en la

aniquilación, denominación utilizada para la reacción de muy alta intensidad que se produce cuando antimateria y materia entran en contacto. Esta reacción desprende, por un lado fotones gamma, de poco interés para la propulsión, y por otro piones, partículas subatómicas de corta vida. Estas partículas, cargadas eléctricamente y dirigidas por una tobera magnética, con velocidades cercanas a la de la luz indican la máxima velocidad teórica que podría alcanzar la nave.

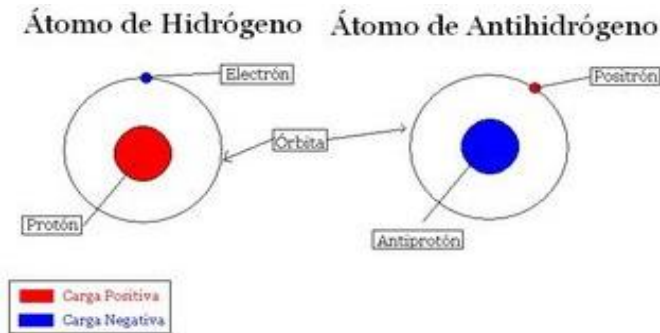


Figura 20. Dibujo de dos átomos (materia y antimateria). Astrojem.

Como puede deducirse de la más famosa ecuación del célebre físico Albert Einstein y así lo expresó *“la materia puede convertirse en energía, y viceversa”*. Esto se escribe como introducción previa a la explicación de la producción de energía a través de antimateria. Cuando dos partículas, materia-antimateria colisionan, se produce una neutralización y literalmente desaparecen, la materia deja de existir, sin embargo, tiene que existir una reacción a este fenómeno y ahí es donde entra el físico alemán ilustrando que tal reacción produce un desprendimiento de energía en forma de radiación gamma.

3.3.3.1 Antecedentes

Como en el caso de los métodos atómicos en este tampoco hay ningún antecedente, pues es un método experimental.

Hay propuestas de diseño, probablemente más enfocadas a la ciencia ficción que a un diseño que pudiera ser útil frente a las altas exigencias de las reacciones materia-antimateria.

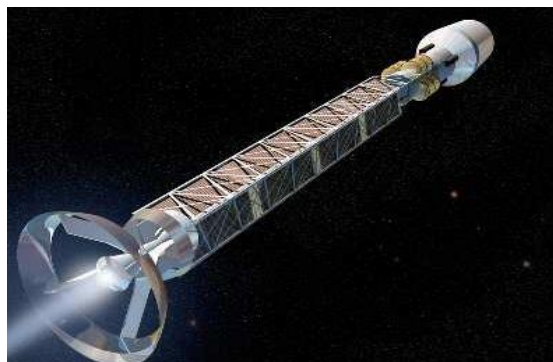


Figura 21. Representación artística de una nave espacial impulsada mediante un motor alimentado por la energía de la mutua aniquilación entre materia y antimateria. Foto: NASA MSFC.

3.3.4 RAMJET (ESTATOCOLECTORA)

Este es otro método que solo existe en la teoría. Ideado por Robert W. Bussard en 1960 se dispone otro prototipo de nave con la que, teóricamente, se pueden alcanzar altas velocidades. Esta nave se distingue por tener un colector en la parte frontal con el que, mediante un campo magnético atrapa átomos ionizados de hidrogeno para posteriormente, en su motor de fusión, utilizarlos como combustible. Con este método la nave puede prescindir de cargar con el combustible.

El motor también conocido como Bussard Ramjet, no carece de desventajas cuando es analizado en profundidad. Algunos de estos inconvenientes tienen su contrapropuesta.

3.3.4.1 Antecedentes

Los antecedentes de este método de propulsión se encuentran en los libros de ciencia-ficción más que en proyectos para conseguir desarrollar una nave ramjet. Aun así, y gracias a estas novelas se han dibujado diferentes prototipos de la nave con la que soñó Bussard.

A continuación se pueden ver imágenes explicativas de esta fantástica y atractiva nave.

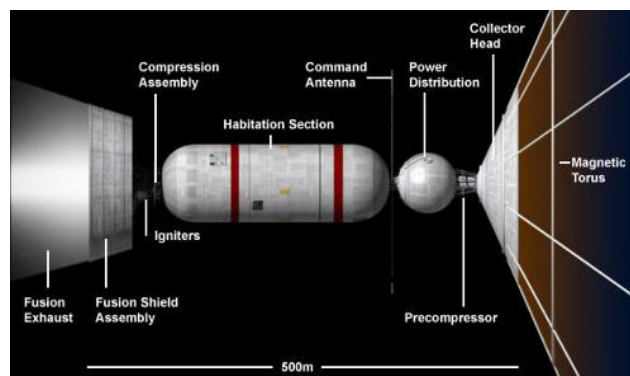


Figura 22. Diseños de la nave Bussard ramjet realizado por el artista Adrian Mann. Centauri-dreams.

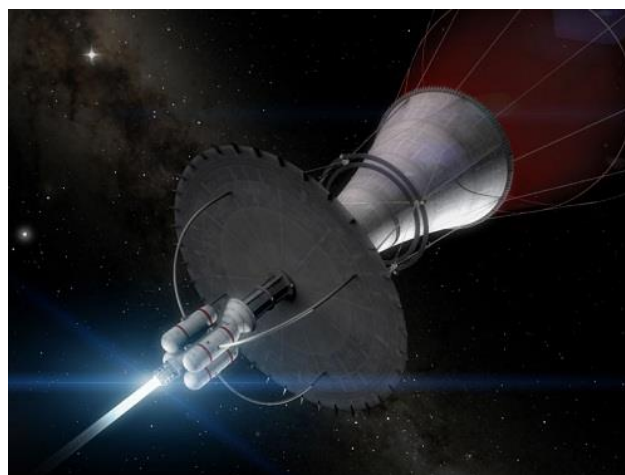


Figura 23. Nave en funcionamiento. Centauri-dreams

3.3.5 VELA SOLAR

El concepto de usar la presión de fotones para la propulsión se ha considerado desde Tsiolkovsky en 1921. De hecho, Tsiolkovsky y Tsander propusieron "utilizar enormes espejos de hojas muy finas" y "el uso de la presión de la luz solar para alcanzar velocidades cósmicas" en 1924.

El término "vela solar" fue acuñado a finales de 1950 y fue popularizado por Arthur C. Clarke en el cuento *Sunjammer* (el viento del Sol), en mayo 1964. La NASA utilizó técnicas de navegación para extender la vida útil de la nave espacial Mariner 10 en 1974-1975. Un problema en el sistema de control estaba causando a Mariner 10 desviaciones. Mediante el control de la actitud de la Mariner 10 y el ángulo de los paneles de energía solar en relación al Sol, los controladores de tierra fueron capaces de corregir el problema sin necesidad de utilizar combustible.

Este sistema de propulsión que imita las velas en los navíos marítimos, utilizando la presión de la radiación de las estrellas para impulsarse, es el motor definitivo para las naves no tripuladas (puesto que los viajes que se pretenden son de muy larga distancia). Este método se diferencia de todos los demás, ya que no crea el impulso con el que avanza, sino que aprovecha el momento lineal que la radiación estelar lleva.

Con esto aseguramos un descenso en el peso de la nave, ya que no requiere ni motor ni combustible, y una autonomía casi ilimitada, ya que a cierta distancia de la fuente la radiación es casi nula y en consecuencia nuestro impulso y nuestra maniobrabilidad.

Aun con la reducción del peso la nave requiere de una vela considerablemente grande para adquirir velocidades con las que se pueda llegar a estrellas vecinas. Si la navegación se limita al sistema solar, el tamaño de la vela puede reducirse considerablemente adquiriendo no obstante velocidades superiores a las actuales. Hoy en día ya hay sondas que utilizan este método de propulsión aunque las apariciones son tímidas. Algunos ejemplos son la *IKAROS*, de la Agencia Espacial Japonesa, o la *LightSail*, desarrollada por The Planetary Society.

Las más comunes son las velas fotónicas, que son las más simples y las usadas hasta el día de hoy. Si se quiere obtener un impulso añadido para acelerar más rápidamente es posible utilizar una fuente de energía externo como:

3.3.5.1 Impulso por láser

Enviando energía desde la Tierra en forma de láser o microondas. Las sondas así impulsadas podrían dirigirse directamente hacia su objetivo con elevadas velocidades iniciales, acortando sensiblemente los tiempos de navegación. El láser tiene la ventaja añadida de ser una radiación electromagnética más monocromática, y por tanto es posible diseñar reflectores más eficientes que los utilizados para luz solar, cuyo espectro es más amplio. Las desventajas fundamentales del impulso por láser son dos:

Tiempo de impulso relativamente corto. Debido a la dificultad para enfocar el haz a grandes distancias, se calcula que sólo sería posible impulsar la sonda durante el primer mes, teniendo en cuenta que los períodos de impulso serían muy breves debido a la rotación de la Tierra. Además los láseres más eficientes, los de diodo (con eficiencias energéticas de hasta el 50%, mucho mayores que los demás tipos de láser) son menos monocromáticos, lo que provoca que el rayo sufra un efecto de dispersión al atravesar la atmósfera, disminuyendo así su capacidad para concentrar la energía sobre la superficie de la vela, y por tanto perdiendo efectividad rápidamente a medida que la sonda se aleja, a menos de que sea lanzado desde fuera de la atmósfera, como a partir de un satélite. Y en segundo lugar la ineficiencia energética. El láser tiene el agravante del elevado coste que supondría la creación de la energía.

Para subsanar estos problemas se han propuesto diversas soluciones, pertenecientes por el momento al terreno de la especulación. Para alargar el tiempo de impulso se ha sugerido la utilización de grandes lentes Fresnel que reenfoquen el rayo láser a partir de cierta distancia. Estas lentes podrían situarse a lo largo de rutas predefinidas hacia destinos específicos, o incluso se ha propuesto que la propia nave llevase consigo algunas de estas lentes para desplegarlas a intervalos regulares durante su recorrido. También se ha sugerido emplear un láser en órbita para mejorar la precisión, reducir pérdidas, y prolongar los períodos de impulso. En lo referente a la eficiencia se ha argumentado que, en teoría, es posible aumentar hasta unas 1.000 veces la eficiencia del láser, si se hacen rebotar repetidamente los fotones en un segundo espejo que los redirija nuevamente al primero, creando así un sistema cerrado que agote la energía de cada haz de luz enviado.

La tecnología en la primera década del siglo XXI es incapaz de abordar las enormes dificultades que plantean estas soluciones, pero no son descartables en un futuro a medio o largo plazo. No obstante, y a pesar de estos inconvenientes, los láseres podrían tener utilidad para ayudar a frenar una nave en retorno: puesto que la lentitud de las velas es la misma a la hora de acelerar o decelerar, una vela regresando velozmente, y ya cercana, podría aprovechar el empuje puntual de un láser para detenerse.

3.3.5.2 Impulso por microondas

Las velas impulsadas por microondas apenas han empezado a estudiarse, pero constituyen una de las alternativas más prometedoras a medio plazo para conseguir altas velocidades. A pesar de que las microondas tienen una dispersión mayor que los rayos láser,⁴⁹ lo que implica una menor distancia y duración del periodo de impulso, son ligeramente más fáciles de controlar, y no son tan destructivas para las velas.⁴⁹ Siguiendo el mismo concepto del láser, se han planteado velas impulsadas por haces de microondas generadas mediante un MASER (Microwave Amplification by Stimulated Emission of Radiation).

La NASA empezó a interesarse en la transmisión espacial de energía mediante microondas en 1980, aunque no con intención de impulsar una sonda. El primer diseño

teórico de vela de microondas fue concebido por el físico Robert L. Forward cinco años después, en 1985. La sonda, bautizada como "Starwisp", dispondría de una vela formada por una malla de hilos de aluminio con una separación de 3 mm; suficiente para hacer rebotar las microondas enviadas. El diseño, a caballo entre la ciencia y la ciencia ficción, estaría impulsado por una gigantesca antena de 56 GW de potencia, y según los cálculos iniciales, podría impulsar la vela a un 5% o un 10% de la velocidad de la luz. Sin embargo, el propio Forward admitiría más tarde que su diseño inicial de malla de aluminio no funcionaría debido al intenso calor generado por las microondas. Diversos estudios han llegado a la conclusión de que el mejor material para una vela de este tipo es el carbono. A estas velas se las denomina velas grises para diferenciarlas de las velas reflectantes, ya que su funcionamiento no radica en reflejar los fotones sino en absorberlos, irradiando posteriormente su energía. Otros diseños alternativos al Starwisp, pero utilizando velas de fibra de carbono, calcularon poder alcanzar un 20% de la velocidad de la luz, si bien aceptando que, por el momento, la tecnología necesaria para llevarlos a cabo pertenece todavía a la ciencia ficción.

El JPL empezó a trabajar sobre velas de microondas en el año 2000. Una variante de vela gris se está estudiando por parte de los hermanos Gregory y James Benford, de la universidad de California, Irvine. La novedad consiste en aplicar a la vela una pintura que se evapore bajo la radiación de microondas. La evaporación a alta temperatura de las partículas tendría el mismo efecto que el de un motor a reacción, generando un impulso específico superior incluso al de los cohetes de combustible disponibles a comienzos del siglo XXI. Mediante este método, los encargados del proyecto han calculado que podrían enviar una sonda a Marte en tan sólo un mes, alcanzando una velocidad de 60 km/s en sólo una hora. Otra ventaja de utilizar material evaporable es que no impide que, una vez evaporada la pintura, la vela pueda funcionar como una vela fotónica convencional, aumentando su velocidad una vez alejada de la Tierra. Los cálculos preliminares no descartan que con este método se puedan alcanzar velocidades del orden de 10.000 km/s. Por el momento sin embargo se trata sólo de un concepto en fase experimental.

3.3.5.3 Antecedentes

Este método de propulsión probablemente es el que tiene más antecedentes reales por detrás del motor químico.

La primera vez que se surcó el espacio con una nave propulsada con una vela solar fue con la Ikaros. El 20 de mayo de 2010 la Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial (JAXA) lanzó esta nave con destino a Venus y el 8 de diciembre de mismo año la nave pasó a 80.000 km del planeta.

La NASA quería, en 2015 lanzar la nave Sunjammer que habría sido la más grande de entre las que usan este método de propulsión. Sin embargo, en 2014 se canceló la misión.

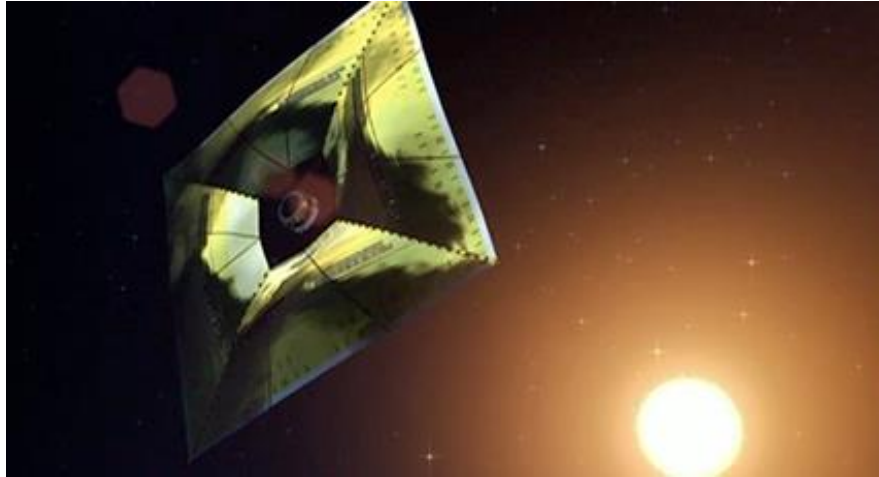


Figura 24. Representación artística de la nave IKAROS en el espacio. JAXA.

3.3.6 PROPULSIÓN MINI-MAGNETOSFÉRICA DE PLASMA

El avance mediante la propulsión mini-magnetosférica de plasma o M2P2 es tan atractivo como la vela solar, en algunos aspectos más aún.

La solución que ofrece el sistema es la creación de un campo magnético alrededor de la nave y posteriormente llenar el espacio interior con gas ionizado, emulando así las atmosferas de los distintos planetas. La Tierra contiene plasma en el interior de la atmosfera, sin embargo, es menos denso que el que se introduce en el interior del campo magnético.

El efecto de la radiación sobre este globo magnético provoca el avance siendo el sistema parecido al de la vela.

Hay que exponer que este método aventaja a la vela en cuanto a la aceleración. Esta burbuja tiene una presión interior y una exterior y se equilibra dando lugar a una burbuja de un tamaño cualquiera, pero a medida que la nave se aleja del foco de radiación la presión exterior disminuye haciendo que la burbuja se expanda exponiendo de este modo una mayor superficie y manteniendo constante el empuje. Siguiendo la ecuación de presión expuesta en el apartado anterior así como la conclusión de que la presión disminuye con el cuadrado de la distancia, y con el razonamiento aquí descrito se puede asegurar que el tamaño de la burbuja crece de forma inversamente proporcional. Además este escudo protege la nave de posibles impactos y radiaciones.

No obstante, con lo descrito, se deducen ciertos problemas, como y cuanta es la energía para mantener el campo magnético operativo de forma constante o cual es la cantidad de propelente que necesita la burbuja.

En referencia al primer problema la respuesta no es demasiado difícil de sopesar puesto que la potencia necesaria para mantener el campo magnético es de 1 kW al día, mientras que la potencia absorbida por la burbuja oscila los 600 kW.

La siguiente cuestión es la referida al combustible necesario para mantener esta burbuja que no sobrepasa el quilogramo al día. El problema reside en que este método se pretende utilizar en viajes estelares, como mínimo, que durarían muchos años, y en consecuencia, deberían llevar una gran masa de combustible.

3.3.6.1 Antecedentes

En 2003 varias publicaciones dieron a conocer que el método estaba en investigación y desarrollo por la Universidad de Washington y la NASA con el apoyo de la Universidad de Alabama. En ese año habían conseguido hinchar la burbuja y lo único que impedía su expansión era el recinto en el que se encontraba.



Figura 25. Representación artística de la M2P2 pasando por delante de Júpiter. NASA.

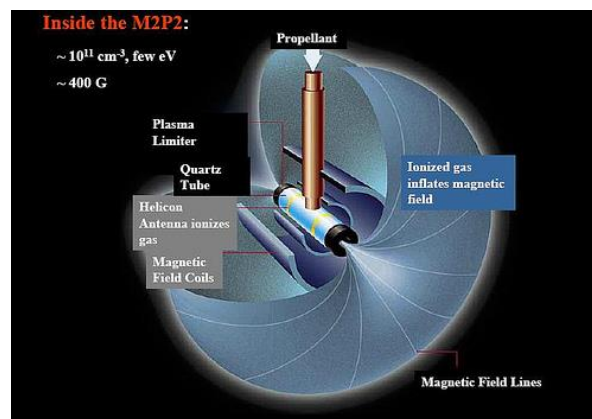


Figura 26. Representación genérica del funcionamiento del motor de la M2P2. Cienciadelbolsillo.

3.3.7 MOTOR DE IONES

Dentro de este grupo hay un amplio abanico de motores que, aunque iguales en el concepto, se diferencian los unos de los otros. Aquí se tratan las especificaciones del

motor de iones desarrollado en última instancia por la NASA llamado NEXT (NASA Evolutionary Xenon Thruster).

El 11 de enero de 2016 la agencia espacial estadounidense anuncia que el nuevo propulsor ha estado en funcionamiento ininterrumpidamente durante 51.000 horas (aproximadamente 6 años). Esto supone un avance en los diseños de los motores y los posibles destinos que estos permiten alcanzar.

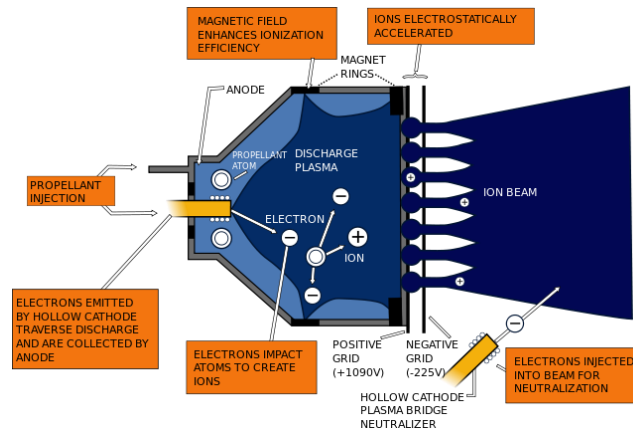


Figura 27. Esquema motor iones. Commons.

El mecanismo de avance no difiere mucho de métodos explicados anteriormente puesto que el desplazamiento es producido como reacción a la expulsión de un haz de iones (moléculas o átomos con carga eléctrica), a altas velocidades, por la parte trasera de la nave.

El NEXT utiliza como combustible el xenón, introduciéndolo en una cámara para, posteriormente, ser bombardeado con electrones. Cuando ambos entran en contacto se forma un plasma de iones negativos y positivos. Estos últimos son capturados por unas rejillas, situadas en la parte inferior de la cámara, altamente cargadas e impulsados fuera del motor, generando así el empuje. El motor puede accionarse mediante energía solar o nuclear.

El inconveniente principal del motor es la fuerza que transmite, puesto que el más avanzado ejerce un empuje total de 0,5 N (fuerza que ejerce una masa de 50 gramos sobre la superficie de la Tierra) frente a los cientos de miles de newtones del motor químico convencional. El distintivo del motor de iones reside en la capacidad de funcionamiento durante largos periodos y del rendimiento del combustible.

Como se expone en la página oficial de la agencia espacial estadounidense el motor NEXT aguantó alrededor de 6 años sin descanso, y que hubiera podido seguir funcionando. El combustible que utiliza es de entre 10 y 12 veces más eficiente que los propelentes químicos. Con este alto rendimiento este motor ha procesado más 913 kg de xenón en los 6 años, dando un empuje de aproximadamente 35,6 millones de Newtons.

3.3.7.1 Antecedentes

Expuestas las múltiples ventajas de este motor cabe imaginar que a lo largo de la historia las diferentes agencias aeroespaciales lo han incorporado en sus misiones. A continuación se exponen misiones en las que se utiliza esta tecnología.

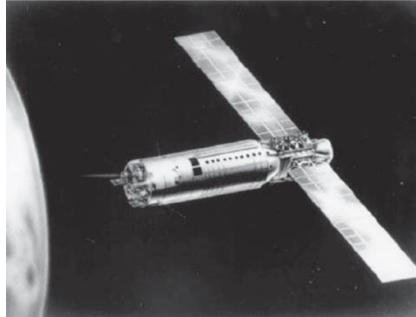


Figura 28. NASA Marshall Space Flight Center Barrel-Shaped Asymmetrical Capacitor. Research Gate.NASA.

- SERT

La primera nave espacial que utilizó esta tecnología fue la SERT I, fabricada en el Space Electric Rocket Test, y lanzada el 20 de julio de 1964, seguida de la SERT II, lanzada el 3 de febrero de 1970.

- Hayabusa

La sonda Hayabusa de la Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial, que se lanzó en 2003 y se acercó con éxito al asteroide (25143) Itokawa, permaneció en sus inmediaciones durante algunos meses para la recogida de muestras e información, estando propulsada por cuatro motores iónicos de xenón. La sonda dispone de una rejilla de material compuesto que es resistente a la erosión.



Figura 29. Replica a escala de la nave Hayabusa en el Congreso Internacional de Astronomía en 2010. Wikimedia.

3.4 COMPARACIÓN MOTORES

Método de propulsión	Ventajas	Desventajas
Motor químico	<ul style="list-style-type: none"> - Gran conocimiento del método - Alta previsión de reacción - Coste bajo 	<ul style="list-style-type: none"> - Potencia media-baja - Alta masa de combustible
Motor atómico	Fisión <ul style="list-style-type: none"> - Alta eficacia - Potencia elevada 	<ul style="list-style-type: none"> - Alto consumo de masa de reacción - Temperatura muy elevada (necesidad de parar motores o sistema de refrigeración) - Reacción muy peligrosa - Tratado internacional que imposibilita el método
	Fusión <ul style="list-style-type: none"> - Alta eficacia - Potencia muy elevada - Posibilidad teórica de alcanzar la velocidad de la luz - Reacción limpia 	<ul style="list-style-type: none"> - Energía en vías de desarrollo muy prematuro. - Necesidad de combustible - Temperatura muy elevada (100-150 millones de grados) - Reacción más peligrosa que la fisión - Tratado internacional que imposibilita el método
	Orión <ul style="list-style-type: none"> - Alta eficacia - Potencia elevada 	<ul style="list-style-type: none"> - Necesidad de gran aislamiento (altas cantidades de radiación liberadas) - Necesidad de combustible - Temperatura muy elevada - Reacción muy peligrosa - Tratado internacional que imposibilita el método
	<ul style="list-style-type: none"> - Potencia máxima (1000 veces superior a la fusión) - Alta eficacia - Posibilidad teórica de alcanzar la velocidad de la luz 	<ul style="list-style-type: none"> - Energía en fase de estudio - Coste de producción muy elevado - Dificultad en el almacenamiento (debe estar aislada de toda materia) - En caso de fallo en el proceso las consecuencias teóricas son catastróficas (creación de mini agujeros negros o materia extraña)
Motor Ramjet	<ul style="list-style-type: none"> - No carga combustible - Consume hidrogeno (elemento más abundante en el universo) - Posibilidad teórica de alcanzar la velocidad de la luz - Posibilidad de viajes de muy larga duración 	<ul style="list-style-type: none"> - La densidad de combustible es insuficiente (se supone que hay un átomo, la mayor parte H, por m³. Solo son útiles los que disponen de carga eléctrica) - Dimensiones de la draga ciclópeas - Necesidad de una muy alta velocidad para funcionar (1% de c) - Unidireccional
Vela Solar	<ul style="list-style-type: none"> - No carga combustible - Aceleración casi ininterrumpida - Posibilidad de alcanzar altas velocidades - Masa de la nave baja - Posibilidad de viajes de muy larga duración 	<ul style="list-style-type: none"> - Gran tamaño de vela para recibir un empuje considerable - Aceleración baja - Dependencia de una fuente de radiación para acelerar/desacelerar
Motor magnetofera-plasma	<ul style="list-style-type: none"> - No carga combustible - Aceleración ininterrumpida - Aceleración constante - Posibilidad de alcanzar altas velocidades - Protección ante la radiación 	<ul style="list-style-type: none"> - Necesidad de cargar con el plasma para hinchar la burbuja - Aceleración baja - Dependencia de una fuente de radiación para acelerar/desacelerar
Motor iones	<ul style="list-style-type: none"> - Gran eficiencia - Aceleración ininterrumpida durante largo tiempo - Posibilidad de alcanzar altas velocidades 	<ul style="list-style-type: none"> - Baja potencia - Necesidad de llevar el combustible

Tabla 3 Comparativa de ventajas y desventajas entre los distintos métodos de propulsión.

3.5 MÉTODO DE PROPULSIÓN ELEGIDO

Una vez expuestos los diferentes métodos de propulsión que se disponen, en mayor o menor medida, el objetivo es la valoración de cuál puede ser el más útil para el desarrollo de la misión de llegar a Alpha Centauri.

Uno de los principales problemas encontrados durante la evolución de la misión era la masa de la nave.

En el primer apartado se observa la magnitud de la distancia que separa las dos estrellas, el Sol como punto de salida y Alpha Centauri como destino. Estos $4,137 \times 10^{16}$ km entre ambos astros obligan a que las cantidades de combustible a usar sean colosales, en los motores con una aceleración baja. Entonces el problema se retroalimenta pues al aumentar la cantidad de combustible se incrementa la masa.

En los motores que, por el contrario, proporcionan grandes aceleraciones gracias a un combustible más enérgico el problema se encuentra en la masa de las instalaciones y el mantenimiento las mismas.

Por lo tanto, para evitar el problema nombrado, se busca una nave que no deba transportar su propio combustible.

Una vez eliminadas las opciones que incumplen el requisito impuesto, las tres opciones restantes son el motor Ramjet, la vela solar y la mini-magnetosfera de plasma.

Para mayor claridad, las ventajas y desventajas de estos tres métodos se vuelven a exponer a continuación para así poder concluir cual es el óptimo para la misión.

3.5.1 MOTOR BUSSARD RAMJET

El motor del doctor Bussard puede parecer extremadamente atractivo en cuanto recoge el combustible (hidrógeno) del espacio y este es el elemento más abundante del universo. Sin embargo la densidad del elemento es menospreciada puesto que en un metro cuadrado hay aproximadamente 1.000.000 de átomos de hidrógeno.

Entonces para que la nave pudiera recolectar una cantidad significativa de combustible debería disponer de un recolector de 10.000 km^2 .

Otra opción si no se quisiera crear un colector de esas dimensiones sería viajar a velocidades cercanas a la de la luz para, de esta forma, recoger una gran cantidad de combustible. Evidentemente cuando la nave bajase de cierta velocidad el motor no podría abastecerse y dejaría de ser útil.

3.5.2 MINI-MAGNETOSFERA DE PLASMA

Este método se caracteriza por una aceleración no muy elevada pero si constante y con ello, en viajes de larga duración, velocidades finales considerablemente elevadas.

Aunque este método no lleva el combustible que le proporciona el avance, y por ello ha sido incluido entre los tres que aquí se explican, sí que debe cargar con el gas ionizado, que con el momento que le transfiere la radiación, permite el avance de la nave. En consecuencia, y dada la distancia del trayecto, una masa extra a transportar demasiado alta.

3.5.3 VELA SOLAR

La vela solar proporciona la ventaja, como en los dos casos anteriores, de poder viajar sin combustible en el interior de la nave.

El empuje que se obtiene de este sistema no es, en general, elevado pero si de muy larga duración lo que proporciona, a la larga, altas velocidades

El punto negativo es que la vela debe adquirir la velocidad de crucero deseada antes de alejarse de la fuente de radiación pues, al contrario de la mini-magnetosfera que aumenta la burbuja a medida que se aleja para mantener un empuje constante, la vela va perdiendo fuerza cuanto más lejos está.

La diferencia respecto a la mini-magnetosfera de plasma es que no requiera llevar plasma para aprovechar el empuje de la radiación. Para poder observar bien esta diferencia se plantea el mismo viaje del Sol a Alpha Centauri. Con la necesidad de alrededor de 1 quilogramo al día para suplir la necesidad de la burbuja y viajando a una velocidad constante durante todo el trayecto de 1000 km/s, se tardarían aproximadamente 478.843 días (1311 años) en cubrir la distancia y se necesitarían 478.843 kg de helio. Queda patente entonces que solo en gas ionizado hay 479 toneladas extra de masa.

Si se comparan las velas solares con el motor Bussard, se ve que el segundo de los métodos necesita un motor de fusión para convertir el hidrogeno recolectado en fuerza de empuje mientras que la vela solar requiere de una superficie capaz de captar el momento que la radiación lleva consigo.

Queda claro que, hoy en día, el mejor sistema para viajar entre estrellas es aquel que utiliza la radiación que desprenden las mismas, como si de viento se tratase, para desplazarse sin la creación de campos magnéticos, simplemente desplegando, como ha hecho el ser humano desde hace siglos, una vela.

3.6 CARACTERÍSTICAS DE LA SONDA DE VELAS SOLARES

En este apartado se explicaran aspectos claves sobre el diseño de la nave tales como forma, materiales, equipos y componentes. Además hay que añadir que en la primera fase de la misión la nave también integrará un motor de combustión química para dar un primer impulso y poder realizar la transferencia de Hohmann. Este último se explicará de forma breve puesto que se considerará más un complemento temporal que se decide incorporar para reducir el tiempo más que un elemento esencial de la nave propulsada por velas solares.

Algunos de los apartados están sustentados por investigaciones en tanto que otros se basan en predicciones subjetivas de la evolución de nuevas tecnologías así como el desarrollo de las actuales. Las suposiciones que puedan hacerse siempre tendrán fundamentos lógicos y evitarán desviarse hacia la ciencia-ficción.

Todas estas predicciones no corroboradas actualmente serán nombradas como tales para evitar inducir a confusión al lector.

Las explicaciones vendrán dadas por módulos en los que se tratarán todos los aspectos relevantes. Se pueden distinguir 3 grandes apartados: vela, estructura y equipo.

3.6.1 GEOMETRÍA DE LA VELA

Se pueden considerar varias configuraciones geométricas para el diseño de la vela solar. Las más comunes son la cuadrada, la circular y la vela Heliogyro. Cada una de estas configuraciones puede aportar ciertos beneficios según los objetivos y prioridades de la misión. El JPL (Jet Propulsion Laboratory) de la NASA concluyó después de un intenso estudio sobre las distintas configuraciones que la mejor opción para el desarrollo a largo plazo era la vela cuadrada.

Esta geometría ha sido elegida en base a dos factores importantes, uno de ellos esencial para los objetivos establecidos. El primer factor que se puede establecer para determinar cuál de las tres formas es la idónea es la masa, primordial para este estudio. Se estudia la estructura que aguantará la vela y centrando el estudio en las formas cuadrada y circular.

El segundo es el momento de inercia sobre la nave y su estructura. Aunque puede no parecer importante este puede incrementar la estructura y con ello la masa de la nave al tener que soportar grandes esfuerzos.

- Masa de la estructura

En este caso la vela requiere de dos secciones, una en cada diagonal, para aguantar y manipular la vela. Para poder hacer una comparación directa entre ambas se escriben las fórmulas en función del área de la vela. Entonces se deduce que la longitud de la estructura, siendo L el lado y A el área sería:

$$D_s = 2L\sqrt{2} \quad (3.1)$$

Y puesto que $A = L^2$ se obtiene:

$$D_s = 2\sqrt{2A} \quad (3.2)$$

La vela solar circular requeriría, como mínimo, de una estructura que recorra todo el perímetro. Por lo tanto, y siendo R el radio de la vela la longitud de la estructura se puede escribir como:

$$D_c = 2\pi R \quad (3.3)$$

Si se deja en función del área que es $A = \pi R^2$, resulta la siguiente ecuación:

$$D_c = 2\sqrt{\pi A} \quad (3.4)$$

Se observa que en ambos casos la longitud de la estructura varía en según \sqrt{A} . Entonces la relación de longitud de estructura para la vela cuadrada y la circular es independiente del área. Esta relación es entonces una medida aproximada de la eficacia relativa de estas dos configuraciones en términos de diseño estructural. De las ecuaciones 3.2 y 3.4 se puede deducir,

$$\frac{D_s}{D_c} = \frac{2\sqrt{2A}}{2\sqrt{\pi A}} = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \sim 0,8 \quad (3.5)$$

Por lo que para una misma área, la configuración cuadrada requiere menos longitud de estructura de soporte lo que significa menor masa. Estos cálculos son solo una comparación aproximada de las masas de los elementos estructurales y no se contemplan posibles refuerzos que, por ejemplo, la vela solar podría requerir al experimentar en los extremos de las diagonales, induciendo entonces al pandeo de las mismas. En el caso de la vela circular la tensión recibida será uniforme.

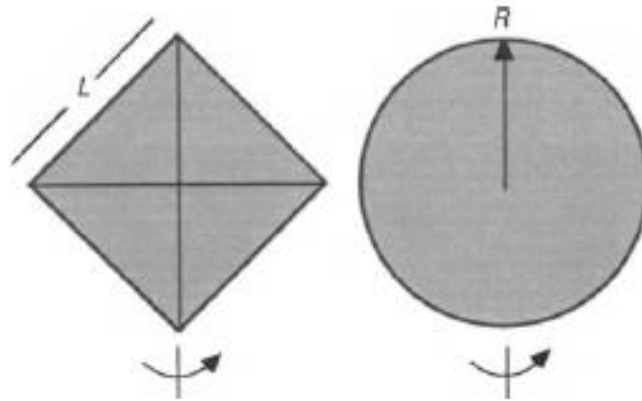


Figura 30. Vela solar cuadrada de lado L y vela circular de radio R . Solar Sailing. Technology, Dynamics and Mission Applications. Colin R. McInnes.

- Momento de inercia

También se puede hacer una comparación similar para evaluar los momentos de inercia de la vela solar cuadrada y la circular. Para una velocidad de giro fija el par de control requerido es directamente proporcional al momento de inercia vela solar. Como en el

caso anterior, se dejarán las ecuaciones en función del área para poder hacer una comparación directa entre ambas.

Una vez más tenemos una vela solar cuadrada de lado L y considerando una masa por unidad de longitud λ . En los cálculos siguientes no se tiene en consideración el momento que provocaría la estructura, sino que están basados en el momento de inercia de la vela. Considerando una rotación de vela a lo largo de su diagonal, tal y como se muestra en la figura anterior, se obtiene:

$$I_s = \frac{\lambda}{3\sqrt{2}} A^{3/2} \quad (3.6)$$

Se puede observar que a medida que el área de la vela solar aumenta, el crecimiento del momento de inercia es superior a un crecimiento lineal. Por lo tanto, las velas solares grandes requerirán pares de control. Por el contrario, pequeñas velas solares ofrecen la posibilidad de métodos de bajo accionamiento de masa debido a esta ley de escala. Un análisis similar se puede realizar ahora para la vela solar circular. Para una vela solar con la misma masa por unidad de longitud estructural que la vela solar cuadrada, el momento de inercia alrededor de un eje en el plano del disco es:

$$I_c = \frac{\lambda}{\sqrt{\pi}} A^{3/2} \quad (3.7)$$

Del mismo modo que en el caso anterior el momento de inercia crece en función de $A^{3/2}$. Por lo tanto, la relación entre el momento de inercia de la vela solar cuadrada y la vela solar circular es independiente del área de la vela. Esta relación proporciona entonces una medida aproximada de la magnitud relativa de los pares de control requeridos. Con las ecuaciones 3.6 y 3.7 se puede encontrar la relación entre ambos pares.

$$\frac{I_s}{I_c} = \frac{\frac{\lambda}{3\sqrt{2}} A^{3/2}}{\frac{\lambda}{\sqrt{\pi}} A^{3/2}} = \frac{1}{3} \sqrt{\frac{\pi}{2}} \sim 0,4 \quad (3.8)$$

Se puede observar que para una misma área, la vela cuadrada tiene un momento de inercia significativamente inferior a la circular. Una vez más, estos cálculos son una aproximación de la realidad pues, tal y como se menciona al inicio, no se tienen en cuenta las cargas estructurales de ambas configuraciones las cuales provocarían cambios en la distribución de las masas y finalmente de la relación entre momentos.

3.6.2 MATERIAL

Este es uno de los apartados donde más debate hay, dentro de la comunidad científica, puesto que es posible encontrar artículos que avalan la decisión aquí elegida, así como otros que niegan su posibilidad. Finalmente y ante la imposibilidad de información más concisa pero con la certeza de que el material elegido será objeto de numerosos estudios e investigaciones con el fin de potenciarlo hasta sus límites, y dadas sus cuantiosas y muy valiosas propiedades es elegido para la misión.

El material que conforma la vela solar debe tener ciertas propiedades para una correcta funcionalidad de la nave.

Hoy en día los materiales más comunes con el que se diseñan las velas solares es el *Kapton* o el *Mylar*. A continuación se muestran algunas tablas que recogen las principales propiedades de estos dos materiales.

Aunque cualquiera de estos dos materiales ofrece una amplia y muy útil gama de propiedades, no son suficientes para un viaje interestelar, no al menos para cubrir las condiciones solicitadas para esta misión.

Por ello, se decide utilizar el *grafeno*. Este material, las investigaciones sobre el cual les valió el Premio Nobel de Física del 2010 a los científicos Andréy Gueim y Konstantín Novosiólov, está llamado a ser uno de los materiales más revolucionarios sino de la historia.

La característica más llamativa del *grafeno* probablemente es su condición de material 2D. Esta condición difícilmente imaginable es posible debido a su mínimo grosor, el de un átomo de carbono. El material formado de la una unión de átomos de carbono en forma hexagonal hace posible que su grosor medio de 67 pm ($6,7 \cdot 10^{-11}$ m). A continuación se muestra una tabla donde se comparan algunas de las propiedades deseables para la misión de los tres materiales.

	Kapton	Mylar	Grafeno
Grosor (micras)	25	50	$6,7 \times 10^{-5}$
Peso por metro cuadrado (g/m ²)	38,5	69	$7,7 \times 10^{-5}$
Resistencia a tracción (MPa)	117	196.14	13×10^4
Módulo de Young (GPa)	2,5	4,90	1000
Temperatura de fusión (°C)	800*	260	>3000
Conductividad térmica (W/mK)	0.12	0.132	≈5000

Tabla 4. Comparativa entre el Kapton, el Mylar y el Grafeno.

*Esta temperatura no indica el punto de fusión, puesto que no tiene sino que indica el punto de carbonización. Este material puede trabajar de forma continua a temperaturas de 230°C y de forma puntual entre 269°C y 400°C.

3.6.3 ESTRUCTURA

La estructura de la nave viene definida por un cuerpo central que alberga todo el equipo y componentes electrónicos y del conjunto de cables y otros componentes que se requieren para el manejo y un buen funcionamiento.

Puesto que el trabajo se enfoca más en el diseño de la misión que en la elaboración de un detallado diseño de la nave, al menos no de la estructura, se considera que con los avances en la ciencia de materiales, y sin contemplar el gigantesco coste que tendría, se supone una estructura de grafeno que nos permita reducir al mínimo la masa estructural. En cuanto a la forma se opta por emular a la JAXA y su diseño de la IKAROS.



Figura 31. Imagen de la nave espacial Ikaros durante su construcción en marzo de 2010. JAXA.

La nave tiene una forma cilíndrica de 1,6 m de diámetro y 0,8 m de altura. La posibilidad de imitar en medidas a la IKAROS viene dada por el grosor del material de la vela, que toda enrollada ocuparía un espacio de 132 cm^3 , $1,6 \times \pi$ de lado, 0,8 de altura y 0,033 mm de grosor.

Dado que la nave debe disponer de varios pequeños motores distribuidos por la nave para poder maniobrar de forma rápida y efectiva, los cables que se necesitan se reducen a tan solo 4, dos por diagonal para poder hacer las maniobras básicas. En este caso el material elegido ha sido el Kevlar por la su gran resistencia.

3.6.4 EQUIPO

Aquí se darán –junto con una breve explicación– los componentes internos de la nave. Estos serán los encargados de recoger y transmitir toda la información posible durante el trayecto. Puesto que no se tiene un conocimiento elevado los equipos y su funcionamiento, se dotará la nave con distintos componentes, que puedan aportar información interesante, escogidos de los utilizados en misiones anteriores.

- CONSERT (Comet Nucleus Sounding Experiment by Radiowave Transmission)

Analizará la estructura interior del núcleo de los cometas por medio del examen de la reflexión y difracción de ondas de radio que lo atravesarán.



Figura 32. Imagen del CONSERT. Agencia Espacial Europea.

- COSIMA (Cometary Secondary Ion Mass Analyser)

Analizará el polvo del espacio, sobretodo en regiones como la nube d'Oort o el cinturón de asteroides, determinando si son compuestos orgánicos o inorgánicos, con un espectrómetro de masa.



Figura 33. Imagen del COSIMA. Agencia Espacial Europea.

- JEDI (Jovian Energetic Particle Detector Instrument)

El detector de partículas energéticas medirá la distribución angular y el vector de velocidad de los iones y electrones a alta energía (iones entre 20 keV y 1000 keV, los electrones de 40 keV a 500 keV). JEDI tiene tres sensores idénticos que se dedicarán a estudiar las partículas de iones de hidrógeno, helio, oxígeno y azufre.

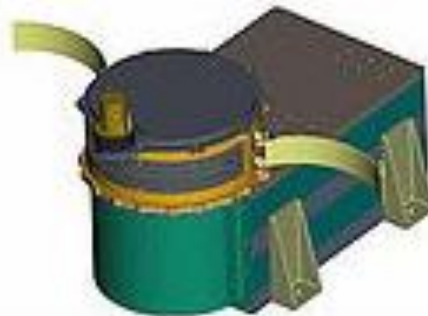


Figura 34. Imagen del JEDI. Wikipedia.

- RPC (Rosetta Plasma Consortium)

En este instrumento contiene cinco sensores:

- Analizador de composición de iones
- Sensor de iones y electrones
- Prueba de Langmuir
- Magnetómetro vectorial de núcleo saturado
- Prueba de impedancia mutua



Figura 35. Imagen del RPC. Agencia Espacial Europea.

- VIRTIS (Visible and Infrared Thermal Imaging Spectrometer)

Por medio de un espectrómetro, obtiene la temperatura de superficies de distintos cuerpos. También estudiará las características y las condiciones físicas de la coma.



Figura 36. Imagen del VIRTIS. Agencia Espacial Europea.

- LORRI: (Long Range Reconnaissance Imager)

Cámara telescópica que obtiene datos en largas distancias, mapas de caras ocultas y proporciona datos geológicos de alta resolución.

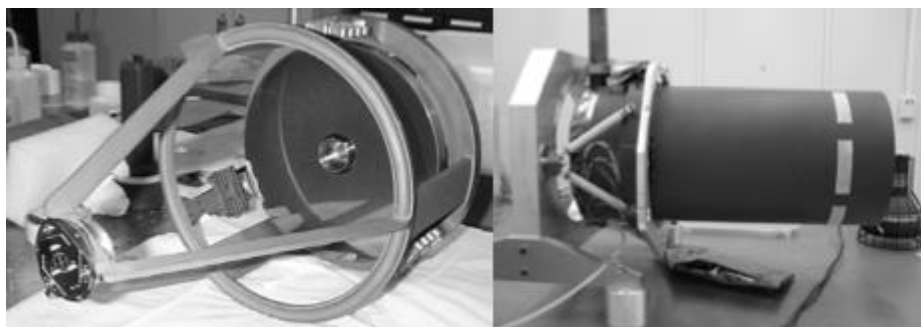


Figura 37. (Izquierda) Montaje del telescopio LORRI, espejos SIC y la estructura de medición; (Derecha) Deflector compuesto y montaje en bastidor. NASA.

- Panel solar

La generación de paneles solares ultra-finos y flexibles permite que se puedan instalar en la vela sin incrementar de forma notable la masa ni reducir el manejo de la vela.



Figura 38 Panel solar ultra-fino. NASA.

Otra ventaja del grafeno es que puede, gracias a su conductividad, puede ser usado como antena para la emisión de información. Además, puede llevar la energía desde las placas fotovoltaicas hasta el resto del equipo.

Una vez ensamblado todo el equipo y la vela con la estructura de la sonda, ésta tendrá una masa total de 301,10 kg. La utilización de innovadores materiales hace posible la reducida masa final.

4. VIAJE INTERESTELAR

La misión se encuentra segmentada en fases, con el propósito de facilitar tanto la comprensión como el desarrollo correcto de todas las maniobras requeridas. Se aplicarán estrategias orbitales en el ámbito de la astrodinámica y la mecánica orbital con el objetivo de alcanzar la máxima velocidad y obtener la estrategia orbital más óptima.

La misión se encuentra dividida en tres grandes etapas, dónde en cada una de ellas se tratan los cálculos y las estrategias idóneas para abastecer el viaje interestelar.

La primera etapa transcurre desde la salida de la sonda de la ISS hasta la llegada al sol. La segunda etapa corresponde a la abertura de la vela solar y el comportamiento de la sonda en todo el viaje hasta llegar a las proximidades de Alpha Centauri. En la tercera etapa se explica las distintas etapas del medio interestelar por las que pasará la sonda hasta la llegada a Alpha Centauri.

En la [Figura 39](#) se puede ver de manera gráfica un esquema de las fases del viaje interestelar.

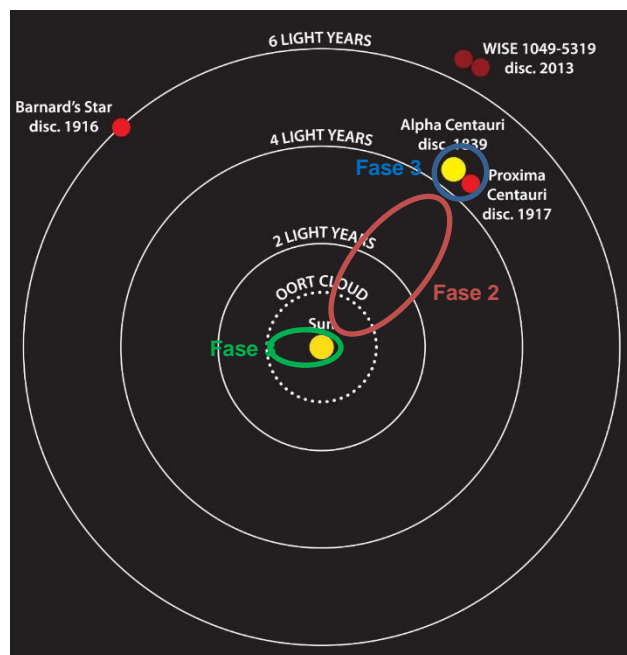


Figura 39. Esquema de las fases del viaje interestelar. Fuente Propia

4.1 FASE 1

La Fase 1 corresponde a la fase inicial del viaje interestelar. Se determina que la sonda de velas solares se encuentra diseñada y creada en la ISS (Estación Espacial Internacional) y por lo tanto, la órbita de la ISS será su órbita inicial de salida.

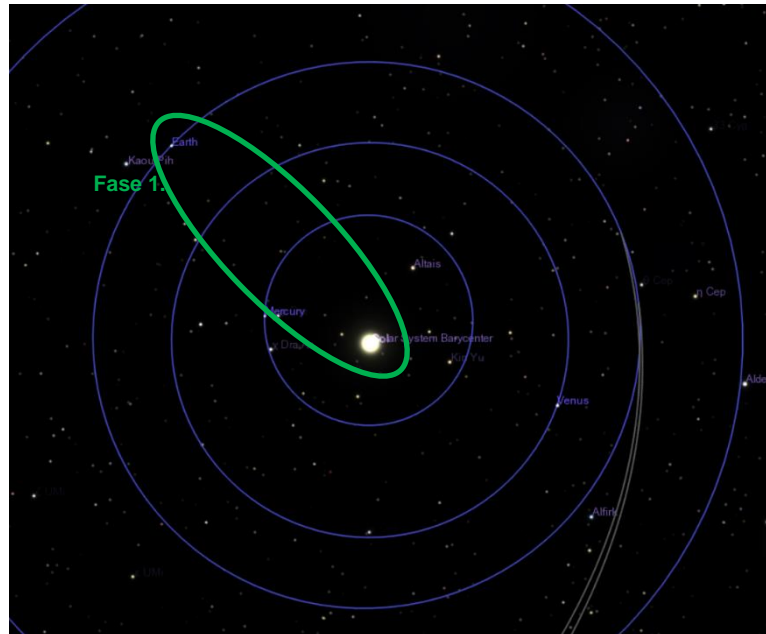


Figura 40. Fase 1 (Tierra al Sol) modelado software Celestia

4.1.1 ESTACIÓN ESPACIAL INTERNACIONAL (ISS)

La Estación Espacial Internacional (ISS) es un centro de investigación localizado en órbita terrestre baja de unos 400 km de altura, cuya administración, gestión y desarrollo está a cargo de la cooperación internacional. El proyecto funciona como una estación espacial permanentemente tripulada, en la que rotan equipos de astronautas e investigadores de las cinco agencias del espacio participantes: la Agencia Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA), la Agencia Espacial Federal Rusa (FKA), la Agencia Japonesa de Exploración Espacial (JAXA), la Agencia Espacial Canadiense (CSA) y la Agencia Espacial Europea (ESA). La ISS está considerada como uno de los logros más grandes de la ingeniería.

La Agencia Espacial Brasileña participa a través de un contrato separado con la NASA. La Agencia Espacial Italiana tiene semejantemente contratos separados para las varias actividades no incluidas en el marco de los trabajos de la ESA en la ISS (dónde participa Italia también completamente).

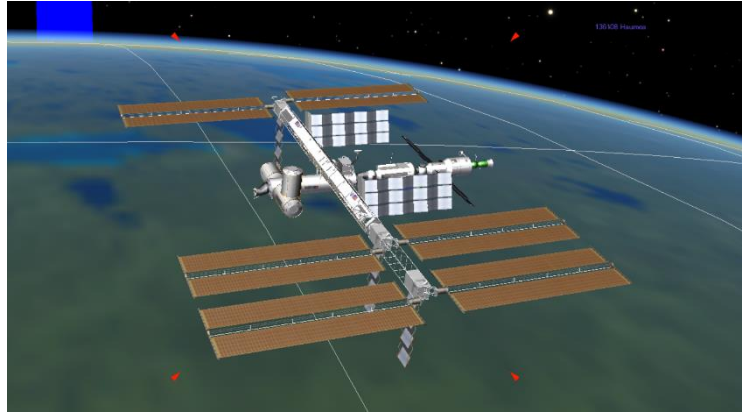


Figura 41. Estación Espacial Internacional (ISS) modelado software Celestia

De muchas maneras, la ISS representa una fusión de las estaciones espaciales previamente previstas: la Mir-2 de Rusia, la estación espacial estadounidense Freedom, el previsto módulo europeo Columbus y el JEM (Módulo Japonés de Experimentos). Los primeros planes de montar una gran estación internacional remontan a los años 1980. La estación se planificó en ese entonces también bajo el nombre Alpha.

La ISS está en construcción desde 1998 y en el presente es el objeto artificial más grande en órbita terrestre. Completa una vuelta aproximadamente cada 92 minutos y se encuentra a unos 400 km de altura aproximadamente de la superficie de la Tierra. Dichos datos corresponden a febrero de 2015, aunque su altura puede variar debido a la fricción atmosférica y a las repetidas propulsiones. La inclinación es de 51,6°.

La estación ha alcanzado dimensiones aproximadas de unos 110 m x 100 m x 30 m, con una gran superficie habitable. Según los planes, debería mantenerse en operaciones por lo menos hasta el año 2024.

Gracias a la estación, hay presencia humana permanente en el espacio, pues al menos dos personas la han habitado desde el 2 de noviembre del año 2000. La estación se mantiene hoy en día principalmente por las lanzaderas rusas Soyuz y la nave espacial Progress. Anteriormente, el mantenimiento se hacía gracias a los Space Shuttle norteamericanos, que operaron hasta el año 2011, puesto que posteriormente el programa de transbordadores espaciales de Estados Unidos fue cancelado, debido a que sus exorbitantes costos no podían ser mantenidos con el recorte general de gastos acometido por el Gobierno de los EEUU.

En sus primeros tiempos, la estación tenía una capacidad para una tripulación de tres astronautas, pero desde la llegada de la Expedición 20, estuvo lista para soportar una tripulación de seis. Antes de que llegara el astronauta alemán Thomas Reiter, de la ESA; que se unió al equipo de la Expedición 13 en julio de 2006, todos los astronautas permanentes pertenecían a los programas espaciales ruso, estadounidense o canadiense. Entretanto, la ISS ha sido visitada por 205 personas de dieciséis países y ha sido también el destino de los primeros turistas espaciales.

En líneas generales, se puede describir la Estación Espacial Internacional como un gigantesco mecano situado en órbita alrededor de la Tierra, a 400 km de altura y por lo tanto un lugar idóneo donde se realizaría la primera fase de salida de la sonda de velas solares. La estación tiene unas dimensiones de aproximadamente 109 m de longitud total y 88 m de ancho, con una masa cercana a las 420 toneladas. El volumen habitable alcanza unos 916 m³, con lo que sobrepasa en amplitud y complejidad todo lo que existe hasta la fecha. Puede acoger hasta seis astronautas permanentemente, quienes se suceden según las exigencias de las misiones. Su energía es proporcionada por los paneles solares más grandes que jamás se hayan construido en el espacio, con una potencia de 84 kW.

Resumen Características ISS	
Longitud del módulo	51 metros (167,3 pies)
Longitud del rack	109 metros (357,5 pies) (Prácticamente el equivalente a un campo de fútbol, incluida su área exterior)
Longitud de los paneles solares	73 metros (239,4 pies)
Masa	419 455 kilogramos (924 739 libras)
Volumen habitable	388 metros cúbicos (13 696)
Volumen presurizado	916 metros cúbicos (32 333 pies cúbicos)
Producción de energía	8 paneles solares = 84 kilovatios aprox.
Número de personas por cada expedición	6
Laboratorios	4
Velocidad	27 743 km/h (7,7km/s)
Altura aproximada	400 km

Tabla 5: Resumen características ISS. Fuente.

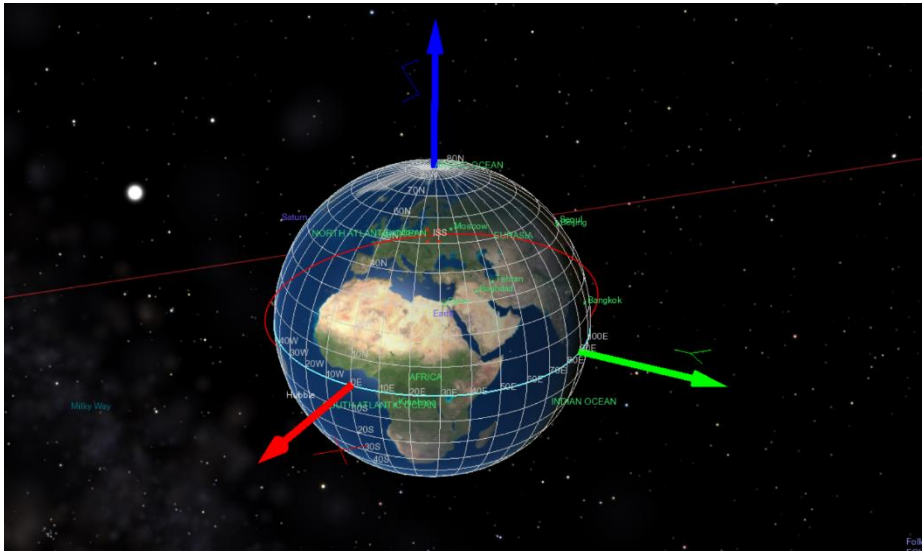


Figura 42. Órbita ISS modelado con software Celestia.

4.1.2 MANIOBRA DE CAMBIO DE PLANO ORBITAL

Suponiendo una órbita estacionaria de la ISS, a una velocidad media en el nodo de ascensión, se encuentra la sonda de Velas Solares. Para poder averiguar la velocidad exacta de la supuesta sonda a una cierta altitud respecto el centro de la Tierra se ha utilizado la siguiente ecuación (4.1) que define la velocidad orbital de la nave:

$$V_{ISS} = \sqrt{\frac{G * M}{R}} \quad (4.1)$$

G = Constante gravitacional = $6,673 \cdot 10^{-11} [N \cdot m^2/kg^2]$

M = Massa de la Tierra = $5,9722 \cdot 10^{24} \text{ kg}$

R = Radio medio de la órbita = $400000 + 6371000 \text{ m}$

$$V_{ISS} = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R}} = \sqrt{\frac{6,673 \cdot 10^{-11} \cdot 5,9722 \cdot 10^{24}}{(400000 + 6371000)}} = 7,67 \text{ km/s}$$

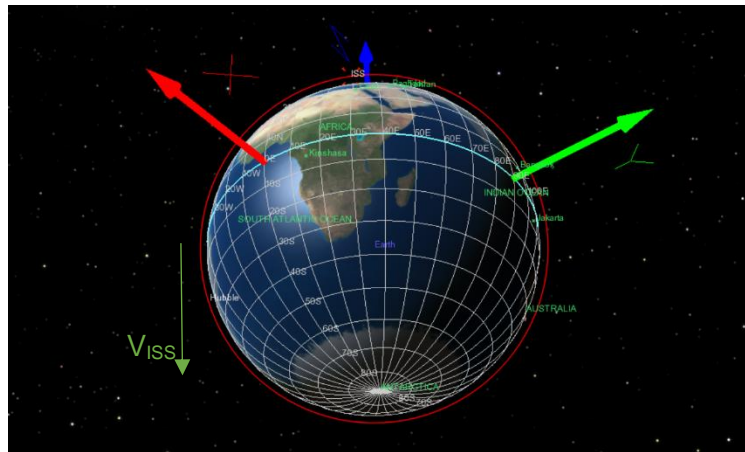


Figura 43. Velocidad lineal de órbita de la Sonda y en rojo la órbita de la ISS. Modelado con Software Celestia

Una vez ha sido calculada la velocidad orbital de la sonda, se procede a realizar una maniobra de mecánica orbital de cambio de plano, para situar-se en el mismo plano de la eclíptica que el Sol, para a posteriori simplificar los cálculos de las transferencias orbitales.

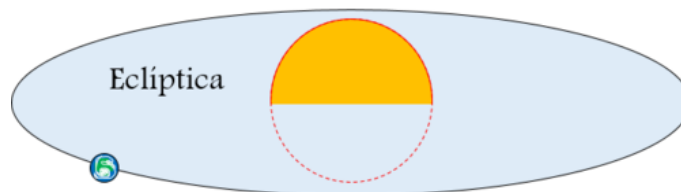


Figura 44. Plano de la Eclíptica. SKciencia.

Para cambiar la orientación del plano de la órbita de una nave, por lo general la inclinación, hay que cambiar la dirección del vector de velocidad. Esta maniobra requiere un componente de V que sea perpendicular al plano orbital y, por lo tanto, perpendicular al vector de velocidad inicial.

Si el tamaño de la órbita se mantiene constante, la maniobra se llama cambio de plano simple. Podemos encontrar el cambio requerido de la velocidad mediante el uso de la ley de los cosenos. Para el caso en el que V_f es igual a V_i , esta expresión se reduce a la ecuación (4.2):

$$\Delta V = 2V_i \sin \frac{\theta}{2} \quad (4.2)$$

Donde V_i es la velocidad antes y V_f después de la maniobra, y θ es el cambio de ángulo necesario.

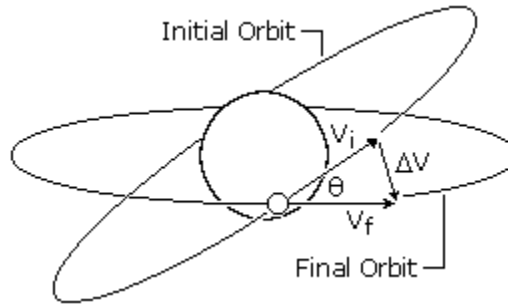


Figura 45. Esquema de velocidades para cambio de plano. Fuente propia.

Aplicando la teoría al problema en particular, se debe realizar un cambio de plano de $51,65^\circ$ a $23,45^\circ$ para así situar la sonda orbitando en el plano de la eclíptica con respecto al Sol.

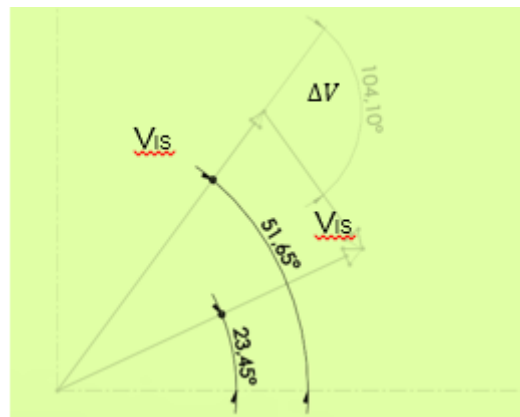


Figura 46. Diagrama de velocidades. SolidWorks.

Aplicando la ley de los cosenos obtenemos que el incremento de velocidad (ΔV) debe aplicarse en el ángulo de $104,10^\circ$ respecto la dirección de la velocidad inicial de la sonda y la ISS.

$$\Delta V = 2V_i \sin \frac{\theta}{2} = 2 V_{ISS} \sin \frac{51,65 - 23,45}{2} = 2 \cdot 7,6701 \cdot \sin \frac{28,2}{2} = 3,74 \text{ km/s}$$

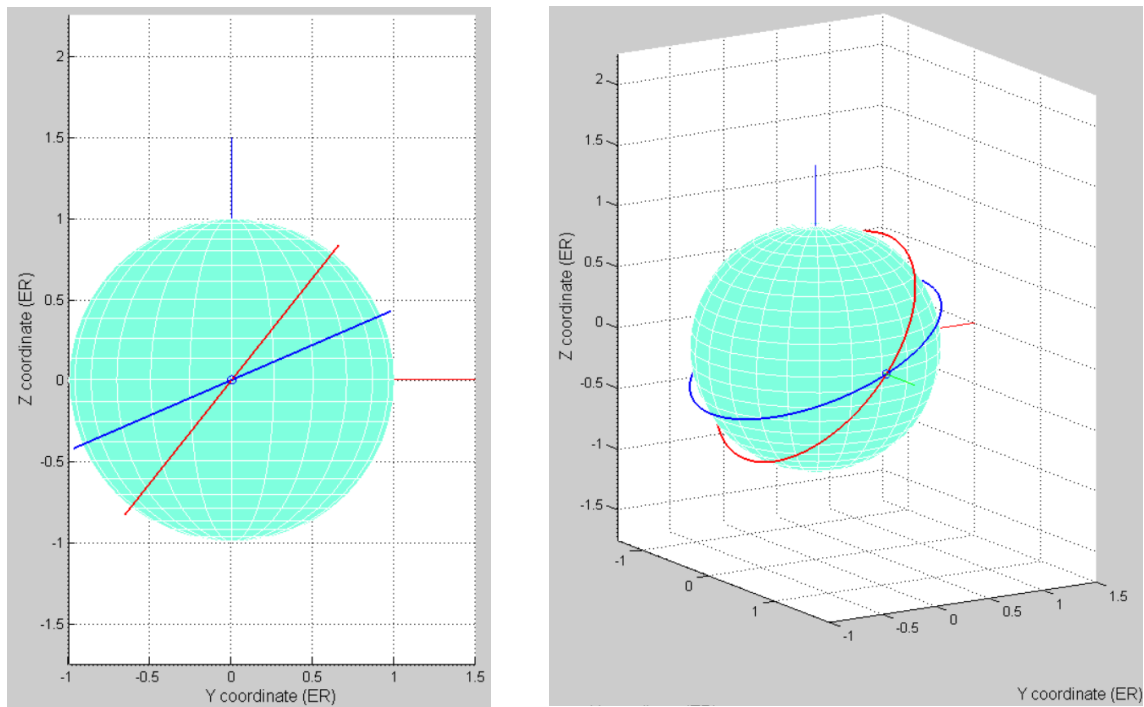


Figura 47. Gráficos de la órbita inicial y final (código Matlab)

En los gráficos de la [Figura 47](#) programados con Matlab, encontramos grafizado la órbita inicial (**en rojo**) y la órbita final (**en azul**) dónde se aprecia el cambio de plano realizado desde la órbita de la ISS hasta la nueva órbita en la eclíptica al Sol.

Órbita ISS (inicial):

- Altitud: 400 km
- Velocidad de orbitación: 7670,1 m/s
- Inclinación de la órbita: $51,65^{\circ}$

Órbita nueva (final):

- Altitud: 400 km
- Velocidad de orbitación: 7670,1 m/s
- Inclinación de la órbita: $23,45^{\circ}$

4.1.3 MANIOBRA DE TRANSFERENCIA

4.1.3.1 Transferencia de Hohmann

Una vez situada la sonda orbitando paralelo y colineal al plano de la eclíptica, se procede a realizar una maniobra de mecánica orbital llamada Transferencia de Hohmann para poder situar la sonda en una nueva órbita dónde la influencia de la atracción gravitacional de la Tierra, causada por la masa, provoca una deformación del Espacio-tiempo.

En el espacio, para producir un movimiento en la sonda que cambie su curso, o modificar la órbita sobre la cual se mueve, se necesita modificar su velocidad (aceleración). Esto se realiza mediante *impulsos discretos*. Por ejemplo, se encienden los motores por un tiempo determinado, para frenar o acelerar el vehículo. Esto provoca un desvío en la trayectoria del vehículo. A estas fases se les conoce por el nombre de *maniobras impulsivas*, pues el cambio en la velocidad se modela mediante una función impulsiva aplicada a los motores de la nave.

La búsqueda de trayectorias óptimas y de planes de contingencia es una de las tareas que siempre están presentes en problemas de diseño de misiones espaciales. Las trayectorias óptimas reducen los gastos de combustible de la misión y por tanto, su costo, mientras que un conjunto de soluciones alternativas reducen el riesgo que tiene toda misión de fallar. La capacidad potencial de ΔV (en velocidad producido por las maniobras, una medida del consumo de combustible) de las misiones, por lo general, incluye algunas estimaciones del combustible adicional que podría necesitarse en caso de ocurrencia de fallos.

Las órbitas Keplerianas son aquellos tipos de órbitas que se obtienen al resolver el problema de los dos cuerpos en movimiento en el espacio exterior y pueden ser, circulares, elípticas, parábolas o hipérbolas (se dicen que son cónicas pues todas se derivan de una sección cónica). Estas órbitas son las que describen el movimiento de los vehículos espaciales, cuando se trabaja con el modelo de los dos cuerpos, que es, por demás el modelo más utilizado en el diseño de misiones espaciales. Ha sido demostrado que bajo, ciertas condiciones, la transferencia de Hohmann es óptima con respecto al consumo de combustible. La transferencia de Hohmann es muy efectiva y consiste en mover un vehículo espacial de una órbita a otra, por medio de un movimiento que le hace describir una elipse, aplicándose para ello dos impulsos, uno para sacar a la nave de su órbita y otro para insertarla en la nueva.

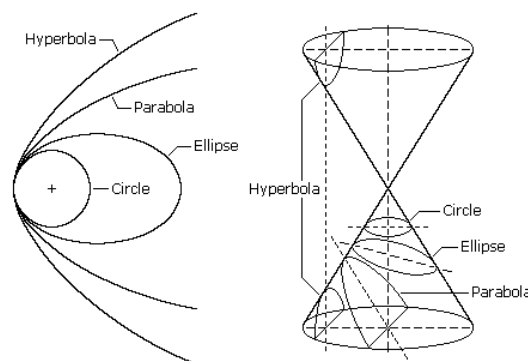


Figura 48. Cónicas. Fuente Veblen, 1910.

Lawden (año 1910) demostró que si la razón entre los radios de las dos órbitas circulares involucradas en la transferencia excede el valor de 15,6; entonces la transferencia de Hohmann no es óptima (más recientemente esta relación se fijó en 15,58. Si esta

condición se satisface, entonces la transferencia de 3 impulsos (una composición de dos transferencias de Hohmann), puede considerarse una mejor solución.

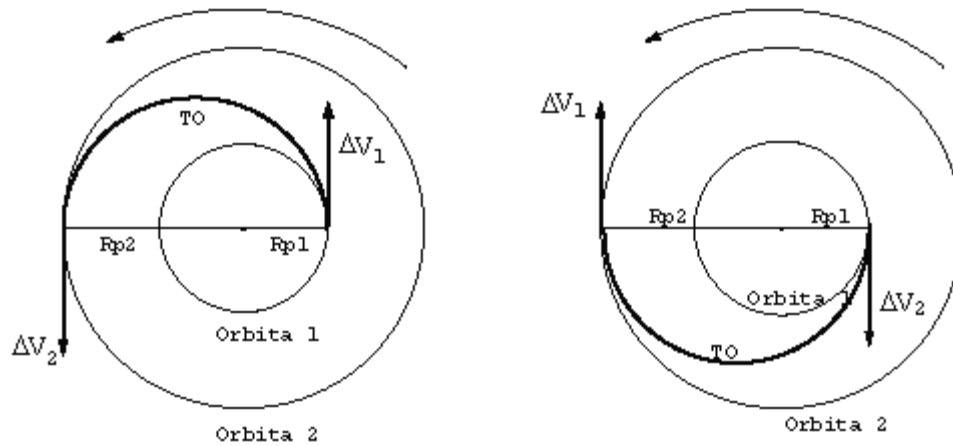


Figura 49. Transferencia de Hohmann. Los ΔV son los impulsos, TO es la órbita de transferencia (semi elipse), Rp1 y Rp2 son respectivamente los radios de las órbitas 1 y 2 involucradas en la transferencia. Fuente Veblen, 1910.

Analizando la mejor estrategia de cambio orbital, se ha llegado a la conclusión de realizar una maniobra orbital de Hohmann para poder ahorrar el máximo combustible en relación al tiempo. Para ello se ha buscado cual es la órbita más idónea donde situar la sonda de velas solares para preparar el viaje de transferencia hacia el sol.

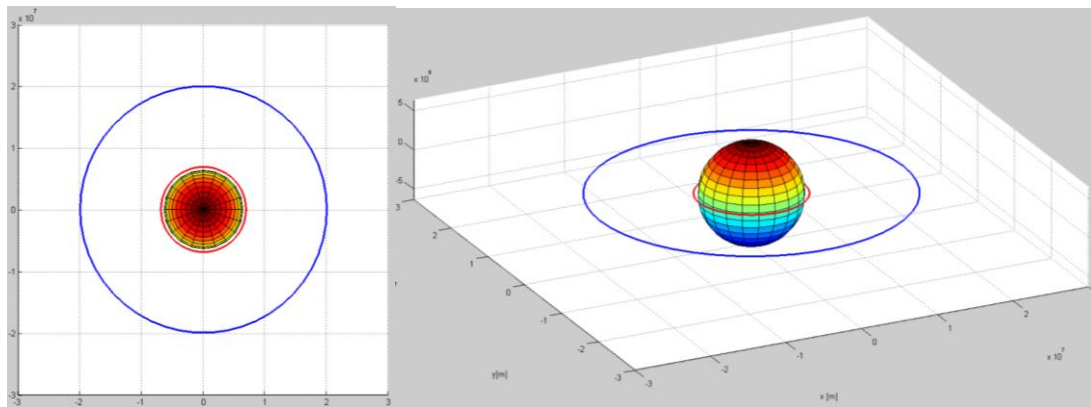


Figura 50. Órbita Inicial (Rojo) y Órbita final (Azul). Matlab.

4.1.3.2 Esfera de influencia (SOI)

Esta órbita final debe situar la sonda en una órbita denominada SOI (Esfera de influencia). Donde el radio de la esfera de influencia de un planeta es la distancia al planeta a la que podemos considerar despreciable la atracción del planeta en comparación con la fuerza que ejerce el Sol.

Se calcula mediante la fórmula deducida por Laplace:

$$R_{SOI} = a \left(\frac{m}{M} \right)^{\frac{2}{5}} \quad (4.3)$$

Siendo a la distancia entre el Sol y el planeta considerado, m la masa del planeta y M la masa del Sol.

Sabiendo que la masa de la Tierra es $m = 5,98 \cdot 10^{24}$ kg, su radio $R_T = 6,37 \cdot 10^6$ m, la distancia entre la Tierra y el Sol es $d = 1,496 \cdot 10^{11}$ m y la masa del Sol $M = 1,98 \cdot 10^{30}$ kg. El radio de influencia de la Tierra es:

$$R_{Sol} = a \left(\frac{m}{M} \right)^{\frac{2}{5}} = 1,496 \cdot 10^{11} \left(\frac{5,98 \cdot 10^{24}}{1,98 \cdot 10^{30}} \right)^{\frac{2}{5}} = 9,27 \cdot 10^8 \text{ m}$$

Donde $R_e = 926,714 \cdot 10^6$ m o bien 145,5 radios terrestres. El tamaño de la esfera de influencia de la Tierra es muy pequeño comparado con la distancia entre la Tierra y el Sol $a = 1,49 \cdot 10^{11}$ o bien 23485 radios terrestres. De modo que la nave espacial seguirá una trayectoria heliocéntrica determinada casi exclusivamente por las condiciones iniciales en el momento del lanzamiento y la fuerza de atracción del Sol.

Para poder visualizar la fuerza de atracción que ejerce la Tierra sobre la sonda, se calcula mediante la ecuación (4.4):

$$F_T = \frac{G \cdot M \cdot m}{R^2} \quad (4.4)$$

Donde G es la constante gravitacional, M es la masa de la Tierra, m es la masa de la sonda y R la distancia entre la sonda y el centro de la Tierra.

$$F_T = \frac{G \cdot M \cdot m}{R^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 5,98 \cdot 10^{24} \cdot 298701,1}{(9,267 \cdot 10^8)^2} = 138,74 \text{ N}$$

Para poder visualizar también la fuerza de atracción que ejerce el Sol sobre la sonda, se calcula mediante la ecuación (4.4) formulada anteriormente:

$$F_s = \frac{G \cdot M \cdot m}{R^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30} \cdot 298701,1}{(1,486733 \cdot 10^{11})^2} = 1784,69 \text{ N}$$

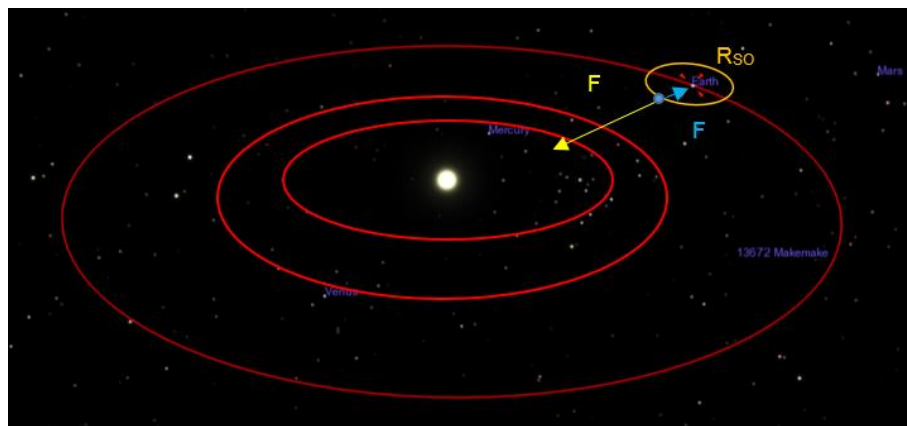


Figura 51. Esquema de las fuerzas de atracción gravitacional del Sol y la Tierra (modelado Celestia).

Para poder visualizar como cambian las fuerzas de atracción gravitacional con la distancia respecto al Sol y a la Tierra, se ha modelizado un pequeño programa con Matlab que visualiza esta variación.

En el **Figura 52** se muestra la fuerza de atracción de la Tierra con respecto a la distancia de la Sonda. En este gráfico se puede visualizar que la fuerza crece exponencialmente a medida que te acercas al Radio Terrestre. En la Orbits SOI que corresponde a 145,5 radios terrestres se puede visualizar que está ejerciendo la fuerza teórica calculada de 138,74N.

Código Matlab **Figura 52:**

```
RT=6.37e6;  
hold on  
x=-150:5:-25;  
Ft=6.673e-11*298701.1*5.98e24./(x*RT).^2;  
plot(x,Ft, 'b');
```

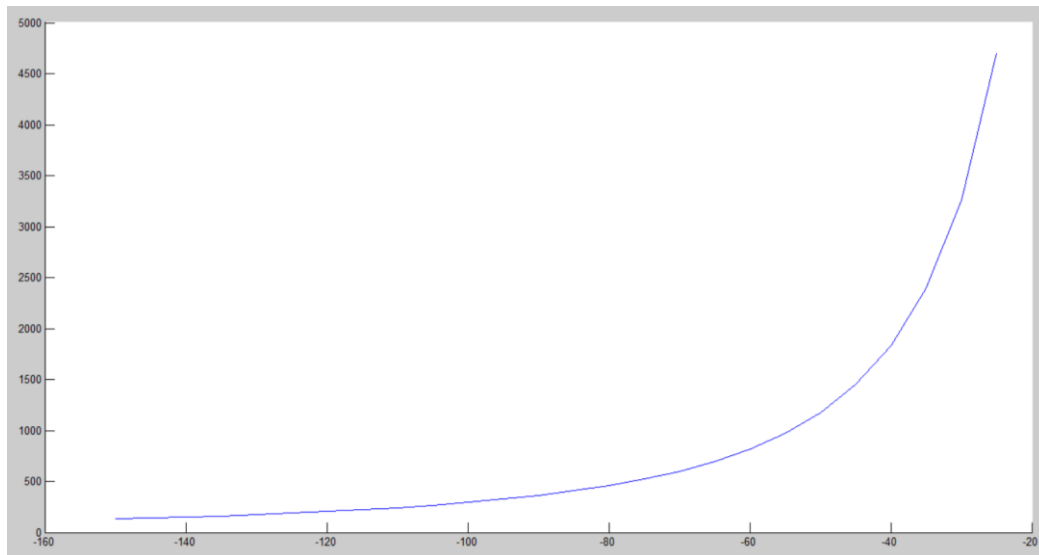


Figura 52. Fuerza de atracción gravitacional de la Tierra con respecto la distancia de la Sonda (modelado Matlab).

En la **Figura 53** se muestra la fuerza de atracción del Sol con respecto a la distancia de la Sonda. En este gráfico se puede visualizar que la fuerza se mantiene prácticamente invariante a causa de la lejanía del Sol. En este gráfico se puede ver que el valor es casi constante de 1784,69 N en el radio SOI (esfera de influencia). Se puede apreciar que en un incremento de distancia de 100 veces el radio terrestre la fuerza de atracción disminuye un valor totalmente despreciable y se puede suponer constante:

Código Matlab **Figura 53:**

```
RT=6.37e6;%radio terrestre  
hold on  
x=-150:5:-25;  
Fs=6.673e-11*298701.1*1.98e30./(1.496e11+x*RT).^2;  
plot(x,-Fs, 'r');
```

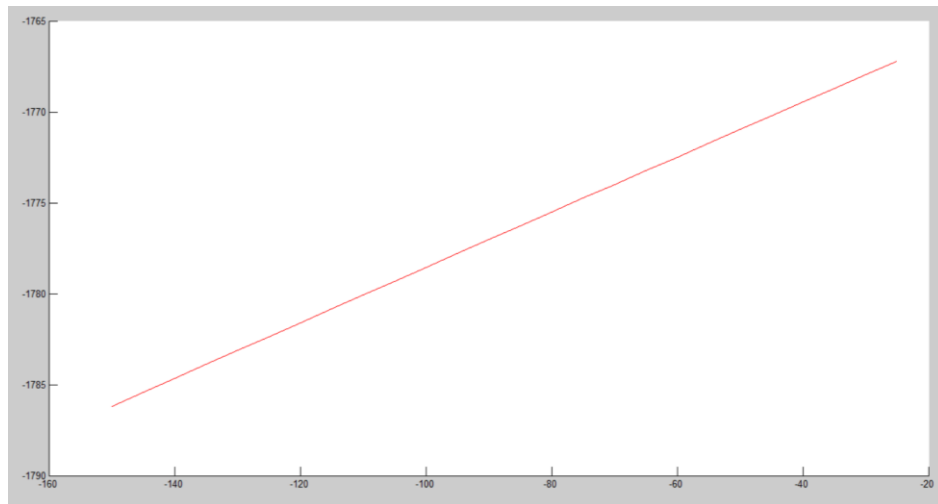



Figura 53. Comparativa entre las fuerzas gravitacionales del Sol y la Tierra respecto la Sonda. Con centro de la Tierra en el [0,0] (modelado Matlab).

Para poder visualizar y comprender mejor se ha realizado una comparación gráfica de las dos fuerzas de atracción que intervienen en la Sonda en su orbitación como se mostraba en la [Figura 54](#).

Código Matlab [Figura 54:](#)

```
RT=6.37e6;  
hold on  
x=-150:5:-25;  
Ft=6.673e-11*298701.1*5.98e24./(x*RT).^2; %fuerza de atracción de la Tierra  
positiva  
plot(x,Ft, 'b');  
  
x=25:5:150;  
Ft=6.673e-11*298701.1*5.98e24./(x*RT).^2; %fuerza de atracción de la Tierra  
negativa  
plot(x,-Ft, 'b');  
x=-150:5:150;  
  
Fs=6.673e-11*298701.1*1.98e30./(1.496e11+x*RT).^2; %fuerza de atracción  
del Sol  
plot(x,-Fs, 'r');  
  
hold off  
grid on  
legend('','Tierra','Sol')  
xlabel('r/R_T')  
ylabel('F_T,F_S')  
title('Esfera de influencia de la Tierra')
```

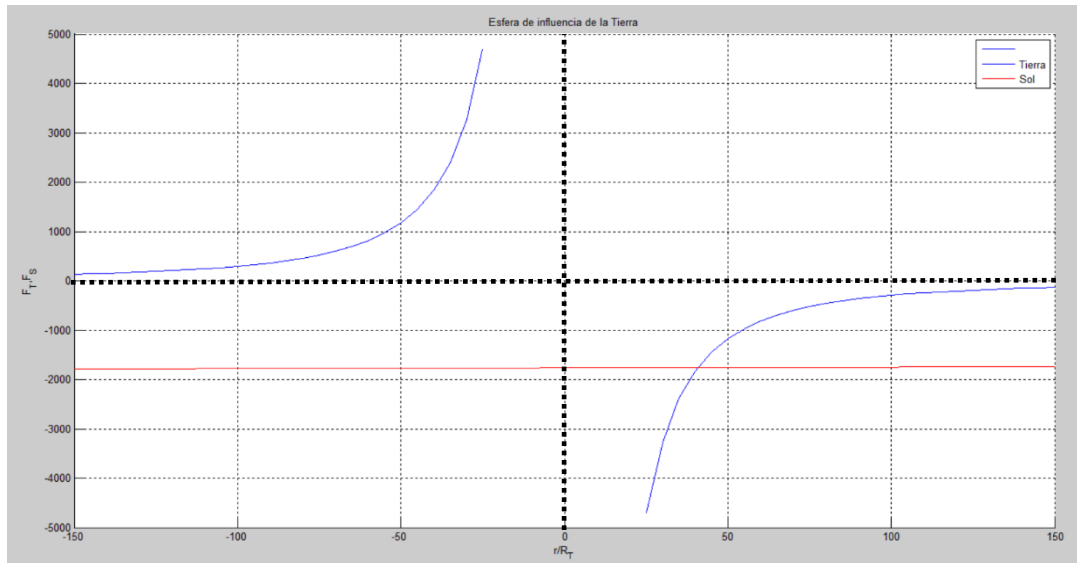


Figura 54. Comparativa entre las fuerzas gravitacionales del Sol y la Tierra respecto la Sonda. Con centro de la Tierra en el [0,0] (modelado Matlab).

En la figura, se representa la fuerza que ejerce el sol F_s y la fuerza que ejerce la Tierra F_T sobre la sonda de velas solares situada en el interior de la esfera de influencia de la Tierra, en el intervalo $-150 \cdot R_T$ a $150 \cdot R_T$ alrededor del centro de la Tierra. Como podemos apreciar, la fuerza que ejerce el Sol es prácticamente constante e igual a la que ejerce sobre el centro de la Tierra. La fuerza que ejerce la Tierra es muy pequeña cuando el objeto se encuentra en el borde de la esfera de influencia, en comparación con la que ejerce el Sol, tal como muestran los cálculos.

4.1.3.3 Aplicación de la teoría de órbitas de Hohmann

Una vez definida la órbita final SOI a $9,267 \cdot 10^8$ m a la que se debe situar la sonda para que se pueda despreciar la fuerza de atracción terrestre se procede a realizar maniobras de transferencia. Los cálculos de fuerzas gravitacionales han sido analizados en el apartado anterior.

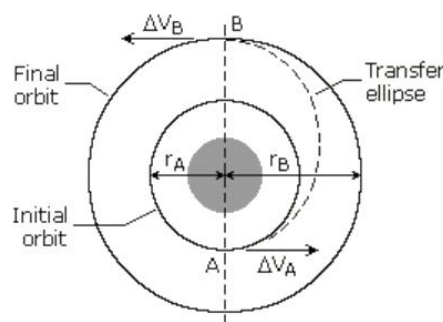


Figura 55. Esquema órbita de transferencia Hohmann. Fuente Arnon (1997).

Debido a que las órbitas inicial y final no se cruzan, la maniobra requiere una órbita de transferencia. La **Figura 55** representa una órbita de transferencia de Hohmann. En este caso, la elipse de la órbita de transferencia es tangente a ambas de las órbitas inicial y final en el perigeo y apogeo de la órbita de transferencia, respectivamente. Las órbitas son tangenciales, por lo que los vectores de velocidad son colineales, y la transferencia de Hohmann representa la transferencia más eficiente de combustible entre dos órbitas circulares, coplanarias. Durante la transferencia desde una órbita más pequeña a una órbita más grande, se aplica el cambio de velocidad en la dirección del movimiento; cuando se transfiere de una órbita más grande a uno más pequeño, el cambio de velocidad es opuesta a la dirección de movimiento.

El cambio total en la velocidad requerida para la transferencia de órbita, es la suma de los cambios de velocidad en el perigeo y apogeo de la elipse de transferencia. Puesto que los vectores de velocidad son colineales, los cambios de velocidad son sólo las diferencias en las magnitudes de las velocidades en cada órbita. Si conocemos las órbitas iniciales y finales, R_a y R_b , se puede calcular el cambio total de velocidad usando las ecuaciones correspondientes.

En el caso en particular estudiado de la sonda de velas *solar*:

$$R_a = R_{ISS} = R_{Tierra} + 400 = \mathbf{6778,1363 \text{ km}}$$

$$R_b = R_{SOI} = \mathbf{9,26714 \cdot 10^8 \text{ km}}$$

Como se puede ver, en el **Figura 56** se muestran las orbitas inicial, final y de transferencia en código Matlab y sin escalar para poder visualizar con mayor claridad el recorrido de la sonda.

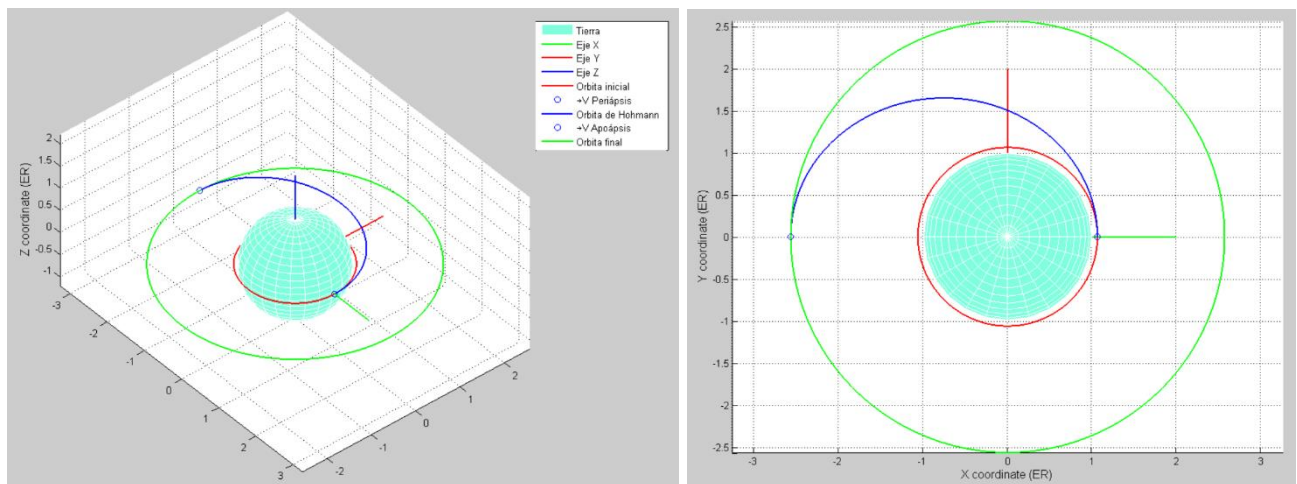


Figura 56. Grafica no escalada de la maniobra de órbita de transferencia de Hohmann (Software Matlab).

Para poder realizar esta órbita de transferencia, primero de todo se han calculado las velocidades de las orbitas inicial y final mediante la ecuación (4.1)

$$V_i = V_{400km} = V_{ISS} = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R}} = 7,67 \text{ km/s}$$

$$V_f = V_{926714.6km} = V_{SOI} = \sqrt{\frac{G \cdot M_{Tierra}}{R_{SOI}}} = \sqrt{\frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 5,9722 \cdot 10^{24}}{9,26714 \cdot 10^8}} = 0,66 \text{ km/s}$$

Una vez conocidas las dos velocidades de las órbitas, se procede a buscar los dos incrementos de velocidad para poder realizar la transferencia orbital de Hohmann con el mínimo combustible posible.

Para poder encontrar estos dos incrementos, se ha calculado mediante un balance de energía (ecuación 4.5a) dónde la energía total del cuerpo es sólo la suma de su energía cinética y energía potencial, y esta energía total es igual a la mitad del potencial en el punto más lejano a (el semieje mayor).

$$E = \frac{1}{2} m \cdot V_p^2 - \frac{GMm}{R_1} = \frac{1}{2} m \cdot V_a^2 - \frac{GMm}{R_2} \quad (4.5a)$$

Dónde V_p es la velocidad en la periápsis, V_a es la velocidad en apoápsis, R_1 es radio en la periápsis y R_2 es el radio en apoápsis.

Analizando el balance de energía se observa que hay dos incógnitas V_p y V_a , por lo tanto se necesita otra ecuación para poder resolver el sistema. Para poder encontrar tal ecuación donde aislar una variable se ha utilizado la ecuación (4.5b) del momento angular de una partícula material respecto a un punto O como el momento de su cantidad de movimiento, es decir, el producto vectorial de su vector de posición por su momento lineal:

$$\vec{L} = \vec{r} \times \vec{p} = \vec{r} \times m \cdot \vec{v} \quad (4.5b)$$

Dónde:

- \vec{L} : Momento angular o cinético del cuerpo. $\text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$
- \vec{r} : Vector de posición del cuerpo respecto al punto O.
- \vec{p} : Cantidad de movimiento del cuerpo. Es el producto de la masa del cuerpo (m), por su velocidad (\vec{v}).

Haciendo un balance se encuentra la ecuación (4.6):

$$m \cdot V_p \cdot R_1 = m \cdot V_a \cdot R_2 \quad (4.6)$$

Aislado de la ecuación (4.6) la V_a obtenemos la ecuación (4.7):

$$V_a = \frac{R_1}{R_2} V_p \quad (4.7)$$

Combinando la ecuación (4.5a) con la (4.7) se obtiene la velocidad en V_p , es decir, la velocidad en la periápsis en la órbita de Hohmann:

$$V_p = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R_2} \right)}{\left(1 - \frac{R_1^2}{R_2^2} \right)}} \quad (4.8)$$

Con las dos ecuaciones de la velocidad en apoápsis (4.7) y periápsis (4.8) se procede a aplicarlas al caso en particular que se necesita simular para la transferencia. Donde R_1 y R_2 son las distancia respectivas entre el centro de la Tierra y la apoápsis de la órbita inicial y la periápsis de la órbita final. G corresponde a la constante gravitacional y M la masa de la Tierra.

$$V_p = \sqrt{\frac{2 \cdot 6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 5,98 \cdot 10^{24} \left(\frac{1}{6778136,3} - \frac{1}{9,26714 \cdot 10^8} \right)}{\left(1 - \frac{6778136,3^2}{9,26714 \cdot 10^8^2} \right)}} = 10,81 \text{ km/s}$$

Aplicando la ecuación (4.7) obtenemos la velocidad de llegada en la apoápsis de la órbita final:

$$V_a = \frac{R_1}{R_2} V_p = 0,078 \text{ km/s}$$

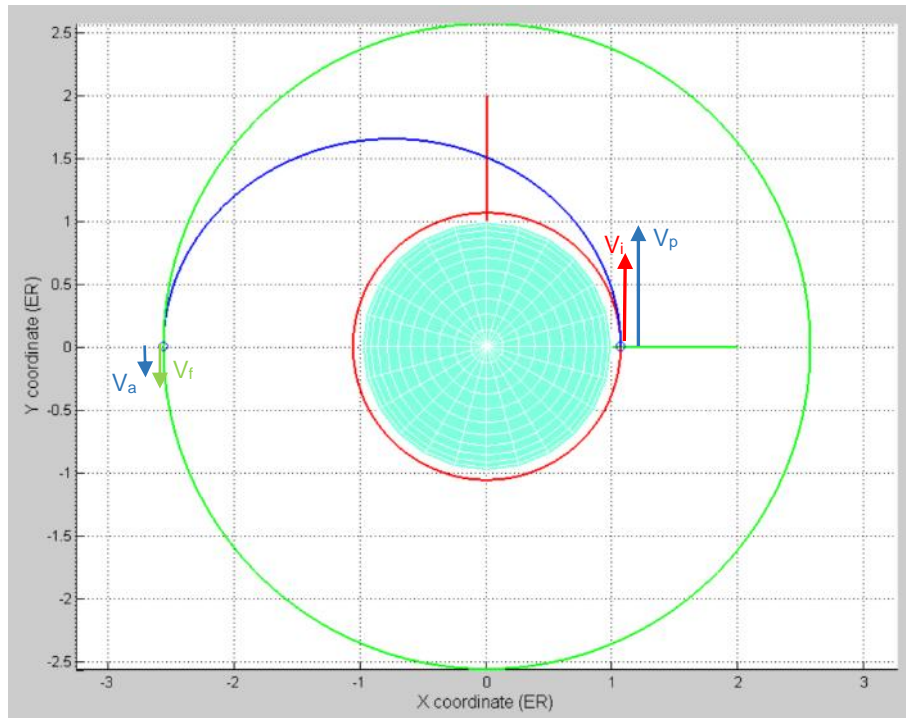


Figura 57. Se muestran las velocidades en periápsis y apoápsis de la órbita (modelado Matlab)

Con la velocidad inicial orbital V_i , la velocidad final V_f y las dos velocidades de transferencia calculadas, procedemos a calcular los dos incrementos de velocidad necesarios para salir de la órbita inicial y colocarnos en la órbita final. Donde definiremos los incrementos de velocidad ΔV con la ecuación (4.9) y (4.10):

$$\Delta V_1 = V_p - V_i \quad (4.9)$$

$$\Delta V_2 = V_f - V_a \quad (4.10)$$

Aplicando las ecuaciones anteriores (4.9) y (4.10) al caso en particular, se obtiene que el incremento inicial y final para poder inicial la órbita de transferencia de Hohmann corresponde a:

$$\Delta V_1 = 10,8091 - 7,6701 = \mathbf{3,14 \text{ km/s}}$$

$$\Delta V_2 = 0,6556 - 0,078496 = \mathbf{0,58 \text{ km/s}}$$

Obteniendo un total de incremento de velocidad acumulado de:

$$\Delta V_1 + \Delta V_2 = \mathbf{3,72 \text{ km/s}}$$

4.1.3.4 Cálculo del tiempo de Kepler

Con las velocidades e incrementos calculados, se procede a visualizar y calcular el tiempo transcurrido en la maniobra realizada mediante la tercera ley formulada por Kepler en 1618 como se muestra en la ecuación (4.11). Dónde para cualquier planeta, el cuadrado de su período orbital es directamente proporcional al cubo de la longitud del semieje mayor de su órbita elíptica.

$$T^2 = a^3 \quad (4.11)$$

Donde, **T** es el periodo orbital y **a** es la distancia media del planeta con el Sol en el caso de orbitas planetarias.

Para poder calcular el tiempo T de la ecuación (4.11) primero de todo hay que comprender y visualizar la órbita elíptica de transferencia de Hohmann.

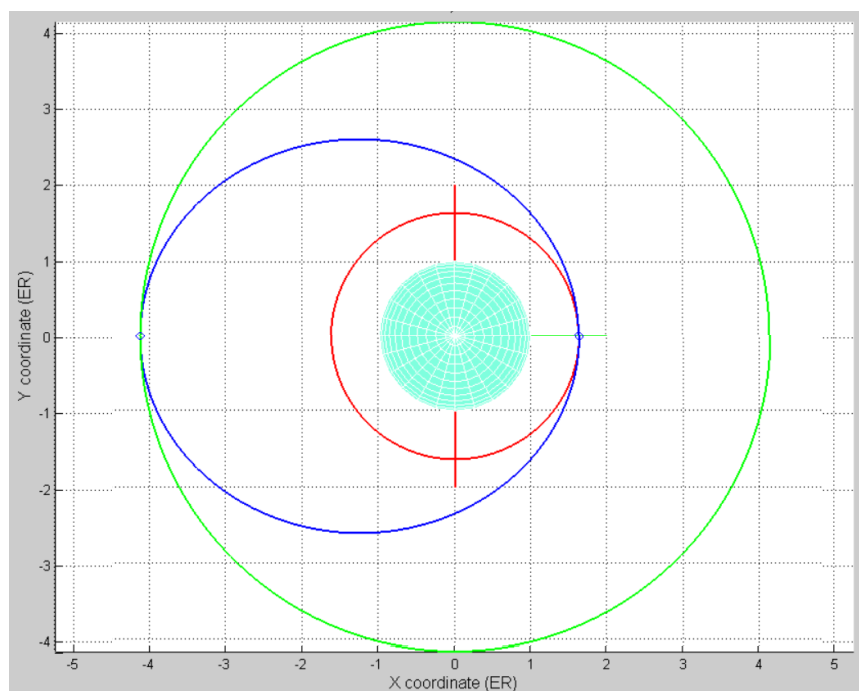


Figura 58. En color azul se visualiza la órbita de Hohmann de transferencia.

En la **Figura 58** se puede visualizar la elipse de transferencia de Hohmann, donde a continuación se calcularán las propiedades de la elipse con el objetivo de poder calcular el tiempo.

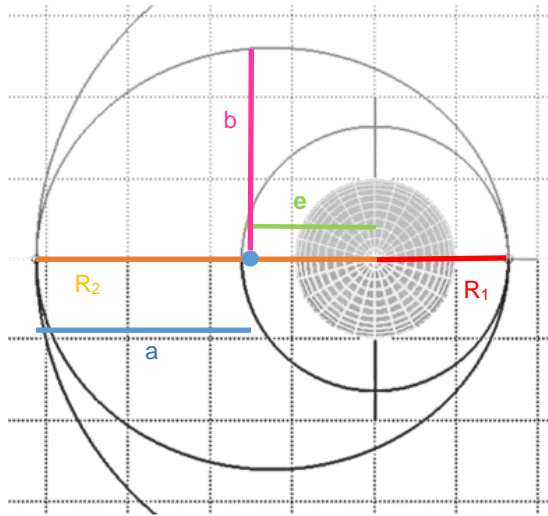


Figura 59. Características órbita elíptica.

Con referencia a la **Figura 59** se procede a encontrar todas las componentes de la elíptica. Dónde tenemos como datos iniciales R_1 y R_2 ya que son los radios de las órbitas final y inicial.

$$a = \frac{R_1 + R_2}{2} \quad (4.12)$$

$$a = \frac{6778136,3 + 9,26714 \cdot 10^8}{2} = 466,7391 \cdot 10^6 m = \mathbf{466739,1 \text{ km}}$$

Para poder encontrar la desviación c respecto el centro de la Tierra se deduce mediante la resta de R_2 y a :

$$c = \sqrt{(a^2 - b^2)} = R_2 - a \quad (4.13)$$

$$c = 9,26714 \cdot 10^8 - 466,7391 \cdot 10^6 = \mathbf{459960,9 \text{ km}}$$

La excentricidad e de una elipse es la razón entre su semidistancia focal (longitud del segmento que parte del centro de la elipse y acaba en uno de sus focos, denominada por la letra c) y su semieje mayor. Su valor se encuentra entre cero y uno.

$$e = \frac{c}{a} \quad (4.14)$$

$$e = \frac{459960,9}{466739,1} = 0,9855$$

Con una excentricidad del 98,55% se observa que a escala, la órbita de transferencia se vería como en la **Figura 60**. Una elipse muy alargada a causa de que la excentricidad, que es casi del 100%.

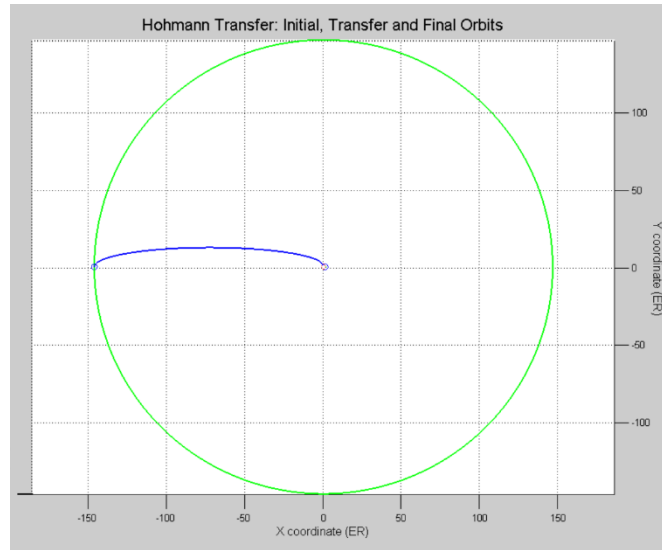


Figura 60. Elipse de transferencia de Hohmann en la sonda de Velas Solares (modelado Matlab).

Con la desviación **C** y el semieje mayor **a** calcula el semieje menor **b**:

$$b = \sqrt{a^2 - c^2} \quad (4.15)$$

$$b = \sqrt{466739,1^2 - 459960,9^2} = 79255,02 \text{ km}$$

Propiedades de la elipse como cónica:

$$\begin{aligned} a &= 466739,1 \text{ km} \\ b &= 79255,02 \text{ km} \\ c &= 459960,9 \text{ km} \\ e &= 98,55\% \end{aligned}$$

Aplicando la tercera Ley de Kepler se obtiene el tiempo T de media elipse. Dónde:

$$T = \frac{P}{2} \quad (4.16a)$$

Combinando las ecuaciones (4.11) y (4.16a) con unidades astronomicas UA se obtiene la ecuación (4.16b), dónde el tiempo de transferencia orbital necesario para pasar de la órbita inicial a la órbita SOL:

$$T = \frac{\sqrt{a^3}}{2} = \sqrt{\frac{466739,1 \cdot \frac{1[AU]}{1.49597870 \cdot 10^8[km]}}{2}}^3 \quad (4.16b)$$

$$T = 87,66 \cdot 10^{-6} \text{ años} = 0,032 \text{ días} = 0,77 \text{ horas} = 2764,45 \text{ segundos}$$

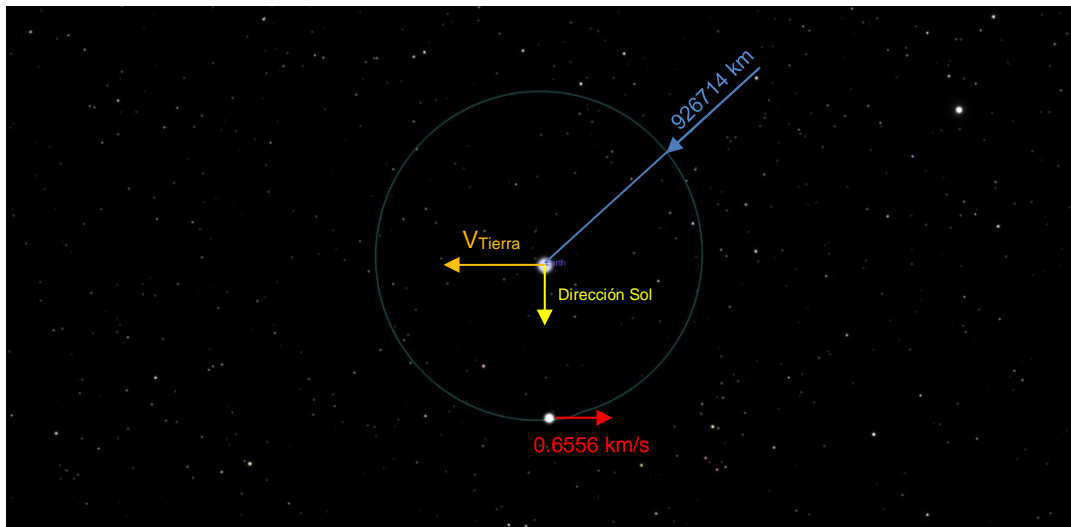


Figura 61. Posición sonda de Velas Solares en el plano de la eclíptica (modelado Celestia).

Como se observa en el cálculo anterior, se ha obtenido un tiempo de maniobra de transferencia de 46 minutos, de transición de la órbita inicial a la final.

En resumen, la sonda de velas solares se encuentra a 926.714 km del centro de la Tierra, orbitando respecto de ella a 0,6556 km/s en la posición que se muestra en la **Figura 61**.

4.1.3.5 Órbita de límite térmico

La aproximación al Sol es una de las situaciones más arriesgadas de la misión ya que un error en esta fase podría suponer un desastre absoluto casi al inicio.

Uno de los mayores problemas es la radiación que recibe la nave y con ello el aumento de la temperatura. Si la nave se aproxima demasiado al astro cabe la posibilidad de que alguno o todos los componentes de la nave alcancen su punto de fusión, o aunque no lo alcancen la temperatura demasiado alta haga disminuir las propiedades mecánicas de la nave y esta no lo resista.

Para asegurar que no traspasamos este límite, se calcula la temperatura que alcanzaría la nave a 0,2 UA de la estrella.

Existen diversos métodos para el cálculo de la temperatura en el espacio exterior. Aquí se ha elegido la ley que Jožef Stefan (1835-1893) dedujo y que posteriormente derivó Ludwig Boltzmann (1844-1906) usando la termodinámica.

Si bien es cierto que esta ley es sumamente precisa para objetos negros ideales, para los cuerpos grises funciona como una buena aproximación.

Para calcular la temperatura aproximada que hay a 0,2 UA utilizaremos la ecuación

$$T_e = T_s * \sqrt{\frac{r_s}{2*a_o}} \quad (4.16c)$$

Donde T_e es la temperatura de nuestro satélite, T_s la temperatura de la estrella, en este caso el Sol, r_s el radio del astro y a_o la distancia a la que se encuentra el cuerpo. Este es el caso más desfavorable puesto que no se contempla la radiación del propio cuerpo con lo que la temperatura sería inferior. Si se introducen valores en la ecuación se obtiene

$$T_e = 5780 * \sqrt{\frac{6,96*10^8}{2*0,2*149,60*10^9}} = 623,56 \text{ K} \approx 350^\circ\text{C} \quad (4.16d)$$

Para contrastar esta temperatura, es posible hacer un cálculo alternativo, también establecido en la ley de los dos físicos, que deduce la temperatura de un cuerpo orbitando a una distancia del Sol. En este caso se ignora el albedo (A), radiación emitida por el cuerpo, y el efecto invernadero (G) puesto que el cuerpo no dispone de atmosfera.

$$T_e = \left(\frac{1-A}{1-G}\right)^{1/4} * \frac{280 \text{ K}}{\sqrt{D_{UA}}} = \frac{280 \text{ K}}{\sqrt{0,2}} = 626 \text{ K} \approx 352^\circ\text{C} \quad (4.16e)$$

En todos los casos se presupone una intensidad constante del Sol. En el caso de que en el mismo instante en que la nave pasa a esa distancia hubiera una erupción solar, la nave no podría soportar toda la radiación

4.1.3.6 Segunda maniobra de transferencia de Hohmann

Con la sonda situada en el plano de la eclíptica y alineado con la dirección del Sol se procede a realizar otra maniobra de Hohmann para acercarse lo más próximo posible al Sol, y así realizar la abertura de las Velas Solares y empezar el viaje interestelar hacia Alpha Centauri.

Con la sonda ubicada como en la [Figura 61](#) y con una distancia al Sol de $1,44867 \cdot 10^8$ km, se procede a realizar los cálculos de transferencia para ubicar la sonda a la distancia del límite térmico de 0,2 UA calculada en el apartado anterior.

Como se ha desarrollado en el apartado de 3.1.3.3, sobre la aplicación de la teoría de Hohmann se procede a la utilización de las dichas ecuaciones que definirán toda la órbita de transferencia.

Aplicando la ecuación (4.1) se obtiene que la velocidad orbital de la sonda respecto del Sol:

$$V_{sonda/Sol} = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R}} = \sqrt{\frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,9891 \cdot 10^{30}}{1,44867 \cdot 10^{11}}} = 30,26 \text{ km/s}$$

Dónde M es la masa del Sol, G la constante gravitacional y R la distancia de la Sonda respecto el centro del Sol.

Con la velocidad orbital de la Sonda respecto del Sol, se hace un balance de velocidades justo en el punto dónde se sitúa la sonda para realizar el primer incremento negativo de velocidad con el objetivo de acercarse al Sol.

$$\sum \overrightarrow{Vx} \rightarrow \overrightarrow{V_{Sonda/Tierra}} - \overrightarrow{V_{Sonda}} = \overrightarrow{V_3}$$

$$V_3 = 30,2626 - 0,6556 = \mathbf{29,61 \text{ km/s}}$$

Con V_3 de 29,61 km/s calculada, se procede a realizar el cálculo de la velocidad orbital del límite térmico a 0,2 UA para a continuación poder realizar la simulación de la órbita de transferencia.

Aplicando la ecuación (4.1) utilizada para averiguar la $V_{sonda/Tierra}$, se obtiene que la velocidad orbital a 0,2 UA es:

$$\overrightarrow{V_{0.2AU}} = \overrightarrow{V_4} = \sqrt{\frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,9891 \cdot 10^{30}}{0,2 \cdot 1,49 \cdot 10^{11}}} = \mathbf{66,72 \text{ km/s}}$$

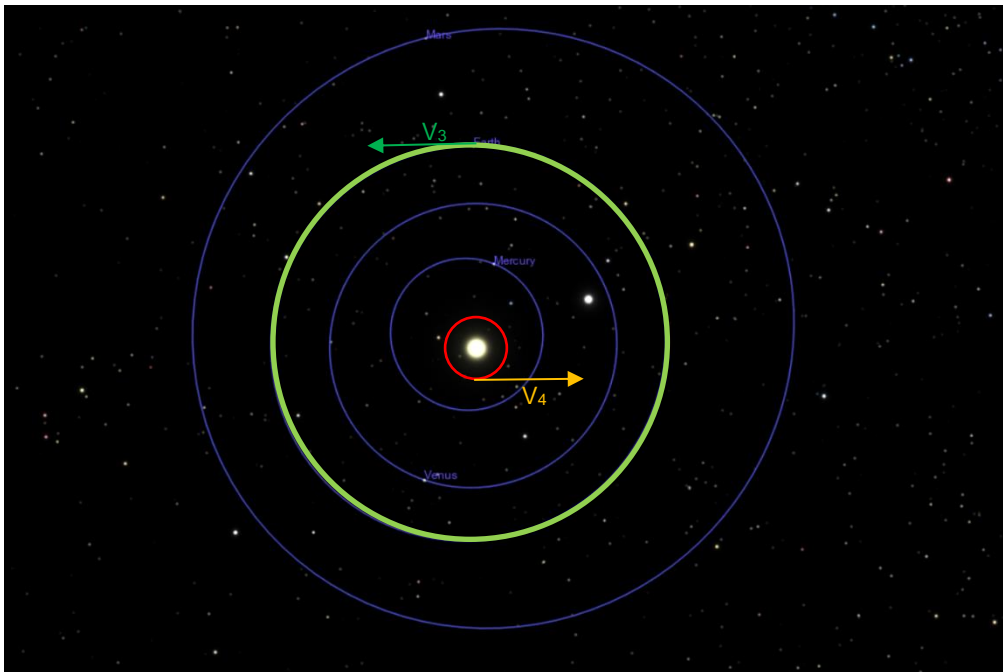


Figura 62. Esquema órbita terrestre y órbita a 0.2 UA (software celestia).

Con las dos velocidades calculadas de la órbita inicial V_3 y final V_4 de transferencia como se puede observar en la [Figura 62](#). Se procede a aplicar las ecuaciones que definirán las velocidades en el perigeo y apogeo para poder encontrar los incrementos de velocidad para iniciar tal maniobra de transferencia. Con el objetivo de encontrar la velocidad de salida de la órbita 3 para iniciar la órbita de transferencia se aplica la ecuación (4.8). Para poder averiguar la velocidad en el apogeo de la órbita elíptica de maniobra.

$$V_a = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \left(\frac{1}{R_3} - \frac{1}{R_4} \right)}{\left(1 - \frac{R_3^2}{R_4^2} \right)}}$$

$$V_a = \sqrt{\frac{2 \cdot 6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,9891 \cdot 10^{30} \left(\frac{1}{1,44867 \cdot 10^{11}} - \frac{1}{0,2 \cdot 1,49 \cdot 10^{11}} \right)}{\left(1 - \frac{1,44867 \cdot 10^{11 \ 2}}{0,2 \cdot 1,49 \cdot 10^{11 \ 2}} \right)}}$$

$$V_a = \mathbf{17,68 \text{ km/s}}$$

En esta ecuación en particular, M es la masa del Sol y R₃ la órbita inicial y R₄ la órbita final de llegada.

Una vez calculadas la velocidad V₃ y V_a se procede a encontrar el incremento de velocidad necesario para poder situar la sonda en la órbita de Hohmann. Aplicando la ecuación (4.9), se encuentra que el incremento de velocidad es negativo, a causa de que la sonda debe realizar una desaceleración, debido a que nos acercamos al Sol en vez de alejarnos de él, y por tanto la velocidad orbital debe descender.

$$\Delta V_3 = 17,6776 - 29,607 = \mathbf{-11,93 \text{ km/s}}$$

En la llegada a 0,2 UA de la órbita Hohmann con respecto al Sol, llegamos con una velocidad en la periápsis de la cónica muy superior a causa de la atracción gravitacional del Sol. Para poder calcular esta velocidad de llegada se aplica la ecuación (4.7).

$$V_p = \frac{R_3}{R_4} V_a = \mathbf{85,94 \text{ km/s}}$$

La velocidad de 85,93627 km/s corresponde a la velocidad de llegada de la sonda a 0,2 UA, dónde la misión interestelar finalizaría la fase 1 de acercamiento al Sol y se procedería al despliegue de la Velas Solares para iniciar el viaje hacia Alpha Centauri. En la [Figura 63](#) se puede visualizar el esquema de la situación actual de la fase de transferencia.

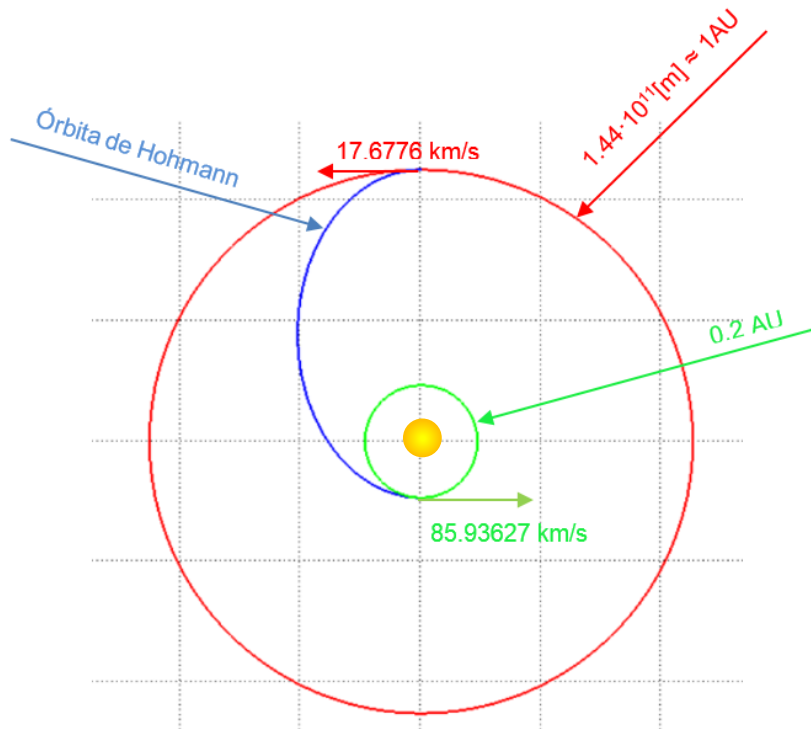


Figura 63. Esquema maniobra de transferencia (Matlab).

4.1.3.7 Tiempo de transferencia

Con las velocidades calculadas se procede a calcular y visualizar la elipse de transferencia para poder averiguar cuál es el tiempo empleado para la maniobra de llegada al Sol.

Aplicando la teoría estudiada en apartados anteriores se puede proceder para averiguar las diferentes características de la cónica elíptica.

Características básicas de una transferencia elíptica:

- a = Semieje mayor
- b = Semieje eje menor
- c = Longitud del segmento que parte del centro de la elipse y acaba en uno de sus focos.
- e = excentricidad

Aplicando la ecuación (4.12) se obtiene que el semieje mayor es:

$$a = \frac{1,44867 \cdot 10^{11} + 0,2 \cdot 1,49 \cdot 10^{11}}{2} = 87,3335 \cdot 10^9 m = 87333,5 \cdot 10^3 km = \mathbf{0,586 UA}$$

Aplicando la ecuación (4.13) se obtiene la distancia c :

$$c = \sqrt{(a^2 - b^2)} = R_4 - a$$

$$c = 0,2 \cdot 1,49 \cdot 10^{11} - 87,3335 \cdot 10^9 = 57,5335 \cdot 10^9 m = \mathbf{57533,5 \cdot 10^3 km} \\ = \mathbf{0,386 UA}$$

Aplicando la ecuación (4.14) se obtiene la excentricidad de la elíptica:

$$e = \frac{c}{a} = \frac{0,38613}{0,586131} = 0,65878 = 65,88\%$$

Aplicando la ecuación (4.15) obtenemos que el semi eje menor es:

$$b = \sqrt{a^2 - c^2} = \sqrt{0,586131^2 - 0,38613^2} = 0,4409684 \text{ UA}$$

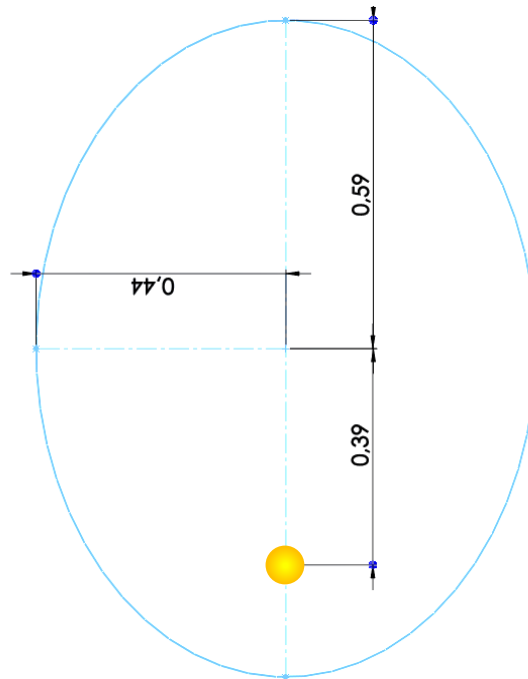


Figura 64. Elipse de transferencia de Hohmann a 0,2 UA (Modelo SolidWorks)

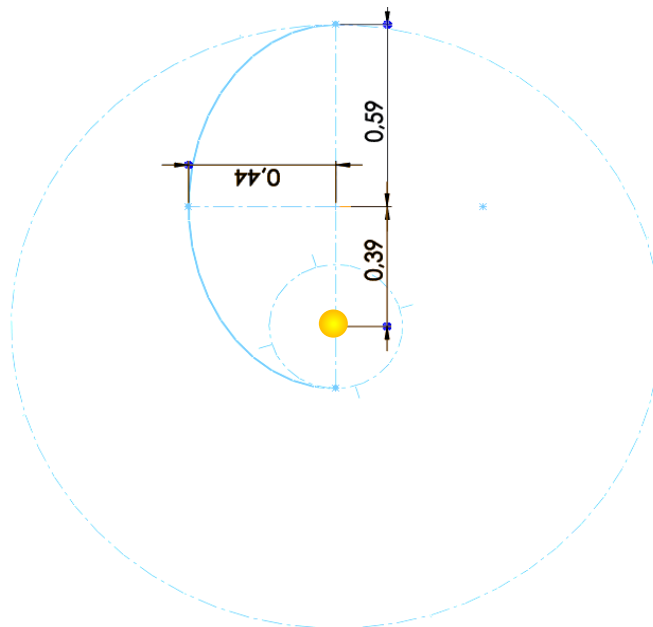


Figura 65. Elipse de transferencia de Hohmann desde 1AU hasta a 0,2 UA (Modelo SolidWorks)

En la [Figura 64](#) y [Figura 65](#) se muestra la cónica de transferencia que realizaría la sonda desde la tierra hasta el acercamiento de 0,2 UA para desplegar velas.

Con los datos de la elipse se procede a calcular el tiempo de transferencia de media elipse, con tal de encontrar el tiempo necesario de transición orbital. Aplicando la ecuación (4.16b) se obtiene que:

$$T = \frac{\sqrt{a^3}}{2} = \frac{\sqrt{0,586131^3}}{2} = 0,22 \text{ años}$$

$$T = 81,89453 \text{ días} = 1965,469 \text{ horas} = 117928,1 \text{ min} = \mathbf{7,075688 \cdot 10^6 \text{ segundos}}$$

Se obtiene un cálculo del tiempo de transferencia de 81,9 días hasta llegar a 0,2 UA, dónde la sonda desplegaría velas para iniciar la Fase 2 del viaje hasta Alpha Centauri.

4.1.3.8 Resumen datos generales obtenidos Fase 1

Se finaliza la Fase 1 habiendo realizado los cálculos necesarios hasta llegar a 0,2 UA, dónde en este punto entra en juego la siguiente fase de viaje hasta Alpha Centauri.

El objetivo de la Fase 1 ha sido realizar las maniobras necesarias para llegar al límite térmico lugar en el cual se pretende desplegar las Velas Solares para acelerar la sonda y empezar el trayecto hasta Alpha Centauri.

Los datos importantes extraídos de la primera fase son que la sonda empieza su viaje desde la Estación Internacional del Espacio (ISS) y realiza un cambio de plano para encontrarse en la eclíptica. Una vez situado en el plano de la eclíptica realiza una Hohmann para situarse a una distancia SOI donde la atracción gravitacional de la tierra es suficientemente pequeña que puede despreciarse. Una vez en la órbita SOI realiza otra maniobra de Hohmann para situar finalmente la nave en el límite térmico de los materiales de 0,2 UA.

Para poder realizar estas maniobras en mecánico orbital han sido necesarios 4 incrementos de velocidad en diferentes fases con un total de incremento:

$$\begin{aligned} \Delta V_{Total} = & 3,7371 \frac{km}{s} + (\text{cambio de plano en la eclíptica}) \\ & + 3,139 \frac{km}{s} \text{ (Hohmann 1 SOI)} + 0,5771 \frac{km}{s} \text{ (Hohmann 2 SOI)} \\ & + 11,9293 \text{ km/s (hohmann 3 limite térmico)} \end{aligned}$$

$$\Delta V_{Total} = \mathbf{19,38 \text{ km/s}}$$

Sumando todos los incrementos realizados en la Fase 1, encontramos que el incremento total de velocidad es de 19,4 km/s, quién realizaría estos incrementos en cada momento exacto sería una lanzadora espacial estudiada en apartados anteriores.

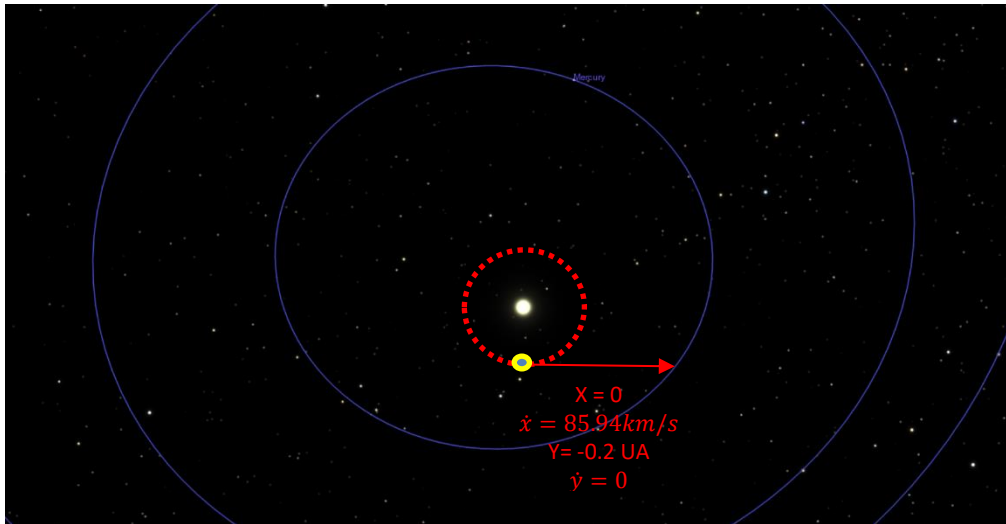


Figura 66. Esquema de punto de llegada de la Sonda al límite térmico (Software Celestia)

Para poder pasar a la Fase 2 de la misión interestelar, se puede ver en la [Figura 66](#) cuáles son las condiciones iniciales a las que se encuentra la Sonda en el momento de desplegar velas.

4.2 FASE 2

Una vez finalizada toda la Fase 1 de maniobras y cálculos orbitales, la sonda se encuentra situada en el límite térmico y es el punto exacto donde se debe desplegar las Velas Solares para iniciar el viaje hacia Alpha Centauri.

4.2.1 FUERZA PRESIÓN DE RADIACIÓN SOLAR

Los fotones son electromagnéticos, se han asociado los campos eléctricos y magnéticos. Para distancias de superiores al radio solar, una onda plana electromagnética se puede utilizar para aproximar la interacción de los fotones con una vela. Supongamos que una vela se coloca en relación con el Sol, como se muestra en la [Figura 67](#).

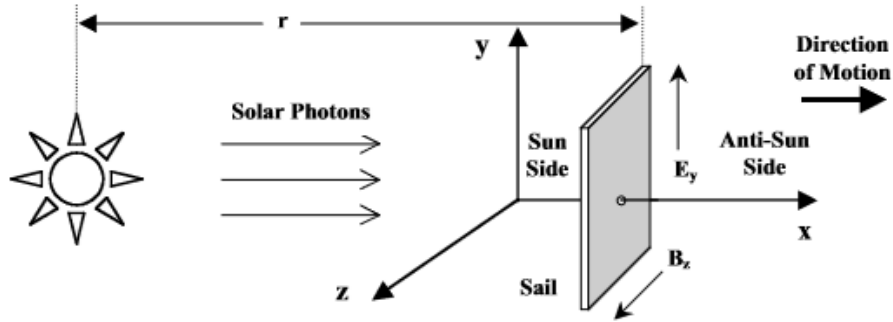


Figura 67. Modelo esquemático de vela solar.

En este modelo, la vela se coloca a una distancia r desde donde la presión de fotones hará que la vela se mueva a lo largo del eje x positivo. Se emplea una solución de onda plana para los fotones en el vacío, los campos eléctricos y magnéticos estarán en fase a lo largo de los ejes y , z , respectivamente. Ambos campos serán perpendiculares a la dirección del movimiento de fotones. Los principales componentes de los campos eléctricos (E_y) y magnéticos (B_z) pueden escribirse como:

$$E_y = E_0 \sin \left[\omega \left(t - \frac{x}{c} \right) \right] \quad (4.17a)$$

$$B_z = \frac{E_0}{c} \sin \left[\omega \left(t - \frac{x}{c} \right) \right] \quad (4.17b)$$

El parámetro E_0 es el valor constante del campo eléctrico (N/C), ω es la frecuencia angular (rad/s), t es tiempo transcurrido, x es el desplazamiento a lo largo del eje (m), y c es la velocidad de la luz en el vacío. Estas ecuaciones asumen la incidencia de fotones solares monocromáticos, que permite que la cantidad (E_0/c) en (4.17b) para ser igual al valor constante de campo magnético (B_0), que está en tesla (T).

El vector de flujo (\mathbf{S}) transportado por los campos es igual a:

$$\mathbf{S} = \epsilon_0 c^2 (\mathbf{E} \times \mathbf{B}) \quad (4.18)$$

Donde ϵ_0 es la permitividad del espacio libre, \mathbf{E} es el vector de campo eléctrico, y \mathbf{B} es el vector de campo magnético. El flujo también se conoce matemáticamente como el vector de Poynting y se puede calcular usando (4.17a), (4.17b), y (4.18) como:

$$S = \epsilon_0 c^2 \begin{vmatrix} i & j & k \\ 0 & E_y & 0 \\ 0 & 0 & B_z \end{vmatrix} = \epsilon_0 c^2 E_y B_z i = \epsilon_0 c^2 E_y \sin \left[\omega \left(t - \frac{x}{c} \right) \right]^2 \cdot i \quad (4.19)$$

Como se puede observar el vector de flujo y los fotones solares se mueven en la dirección $+x$. El promedio del vector de Poynting en la dirección $+x$ durante un período (τ) se conoce como la intensidad (I_x), y se puede calcular como:

$$I_x = \frac{1}{\tau} \int_0^\tau S dt = \frac{\epsilon_0 c E_0^2}{2} \quad (4.20)$$

La presión media (p) en la vela solar debido al bombardeo de fotones es igual a la densidad media de energía durante un período, como se muestra en la ecuación (4.21):

$$p = \langle U \rangle = \frac{1}{\tau} \int_0^\tau U dt = \frac{\varepsilon_0 c E_0^2}{2} \quad (4.21)$$

Dividiendo ambos lados de la ecuación (4.20) por la velocidad de la luz e igualando el resultado da la ecuación (4.22) donde la presión es igual a:

$$p = \frac{\varepsilon_0 c E_0^2}{2} = \frac{I_x}{c} \quad (4.22)$$

La ecuación (4.22) asume que el material de la vela absorbe totalmente los fotones que inciden. Si la vela tiene una reflectividad constante (R), la presión total (p_t) en la vela se puede reescribir como:

$$p_t = (1 + R) \frac{I_x}{c} \quad (4.23)$$

El Impulso facilitado a la vela por los fotones que reflejan introduce el término R en (4.23). El parámetro R es una constante del material de la vela y es una fracción entre cero y uno. La intensidad de la luz (I_x) se muestra en (4.20) donde es una constante determinada experimentalmente. Dado que la distancia r es más grande en comparación con el radio solar, la intensidad se caerá con la inversa del cuadrado de la distancia de separación:

$$I_x = \frac{3,83 \cdot 10^{26}}{4\pi^2} \quad (4.24)$$

Con el objetivo de poder averiguar la fuerza impulsora de las velas solares se sabe que:

$$F = P \cdot S \quad (4.25)$$

Combinando las ecuaciones (4.23), (4.24), (4.25), se obtiene la siguiente ecuación que define la fuerza resultante de la Vela Solar respecto el ángulo de incidencia de los fotones de luz:

$$F = (1 + R) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot S \cdot (\cos\alpha)^2}{4\pi \cdot r^2 \cdot c} \quad (4.26)$$

4.2.2 ECUACIONES DINÁMICAS DE LA SONDA DE VELAS SOLARES

En este apartado se estudia el comportamiento dinámico de la sonda de velas solares como un cuerpo, en el diagrama del cuerpo libre para analizar las fuerzas incidentes que actúan en ella y poder extraer una ecuación diferencial que defina su movimiento en el espacio.

Como se puede observar en la [Figura 68](#), actúan dos fuerzas en la sonda. La fuerza generada por los fotones de luz, F_v , que corresponde a la fuerza que genera la vela solar y la fuerza de atracción gravitacional de la masa del Sol, F_{sol} .

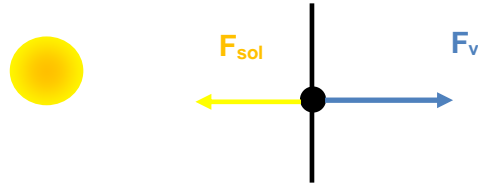


Figura 68. Diagrama de las fuerzas que intervienen en la Sonda. Fuente Propia.

La gravedad es una fuerza conservativa, ya que varía sólo en función de la distancia al sol. La gravedad es proporcional a la inversa del cuadrado de la distancia desde el sol, r . La magnitud es el producto del parámetro gravitacional del Sol, μ_s , y la masa de la sonda, m . Por lo tanto, la fuerza gravitacional del Sol viene dada por la ecuación:

$$\vec{F}_{Sol} = \frac{\mu_s \cdot m}{r^2} [\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}] \quad (4.27)$$

La fuerza de la gravedad disminuirá a medida que la sonda se aleje del Sol.

Por otro lado, se manifiesta la fuerza de la radiación solar que es no conservativa, debido a que la fuerza producida por la luz solar depende del ángulo de incisión de la vela, así como la inversa del cuadrado de la distancia desde el Sol.

La presión de la radiación solar surge del impulso presente en cualquier flujo de radiación electromagnética. La fuerza llevada por una cantidad de energía se puede derivar de la equivalencia masa-energía de la relatividad especial de Einstein, deducido en el apartado anterior con la ecuación (4.26). Donde R es un valor entre 0 y 1 que depende de la eficiencia del material de la vela, S es el área de la vela solar, α el ángulo de incidencia de los fotones de luz, c la velocidad de la luz y r la distancia respecto del Sol.

$$\vec{F}_V = (1 + R) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot S \cdot (\cos \alpha)^2}{4\pi \cdot r^2 \cdot c} [\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}]$$

Para una mayor facilidad en los cálculos generamos la constante k :

$$k = (1 + R) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot S \cdot (\cos \alpha)^2}{4\pi \cdot c}$$

Por lo que la ecuación queda tal y como se muestra a continuación:

$$\vec{F}_V = \frac{k}{r^2} [\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}] \quad (4.28)$$

Donde:

$$r^2 = x^2 + y^2 \quad (4.29)$$

Combinando las ecuaciones (4.28) y (4.29) se obtiene la siguiente ecuación:

$$\vec{F}_V = \frac{k}{x^2 + y^2} [\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}] \quad (4.30)$$

Con la ecuación (4.26) definida, se simplifica todas las variables mediante la constante k de la ecuación (4.28) con valor:

$$k = (1 + 0.98) \cdot \frac{3.83 \cdot 10^{26} \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot (\cos 5)^2}{4\pi \cdot 3 \cdot 10^8} = 399,2559 \cdot 10^{21} \quad (30.1)$$

Tal y como se muestra en la **Figura 69**, intervienen las componentes vectoriales x, y, z, donde la componente z se elimina para simplificar el problema y estudiarlo en un campo vectorial de dos dimensiones (x e y) pudiendo de este modo trabajar en el plano de la eclíptica. Igualando fuerzas y realizando el sumatorio se obtienen las siguientes ecuaciones:

$$\sum \vec{F} \rightarrow \vec{F}_v = \vec{F}_{Sol} \quad (4.31)$$

Componentes x, y:

$$\sum \vec{F}_x \rightarrow \vec{F}_{v,x} = \vec{F}_{Sol,x} \quad (4.32)$$

$$\sum \vec{F}_y \rightarrow \vec{F}_{v,y} = \vec{F}_{Sol,y} \quad (4.33)$$

Aplicando la segunda ley de Newton se obtiene el siguiente sistema de ecuaciones diferenciales que definirá el movimiento en el espacio:

$$\begin{cases} x \rightarrow \vec{F}_{v,x} - \vec{F}_{Sol,x} = m \cdot \ddot{x} \\ y \rightarrow \vec{F}_{v,y} - \vec{F}_{Sol,y} = m \cdot \ddot{y} \end{cases}$$

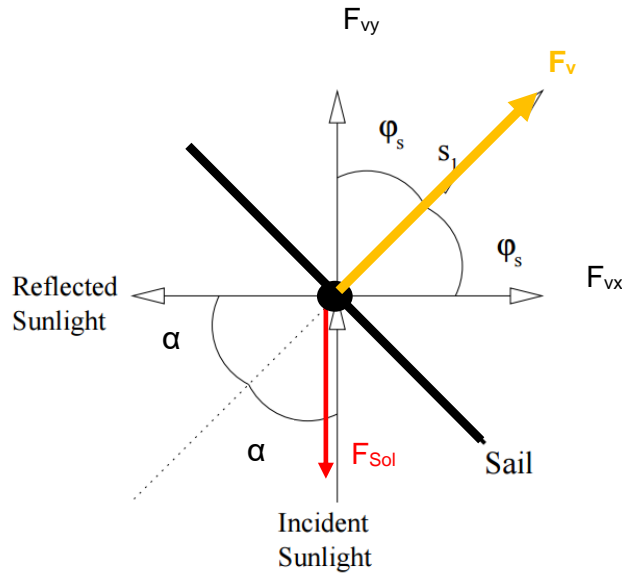


Figura 69. Esquema fuerzas que intervienen en la sonda. Fuente Propia.

Habiendo establecido las ecuaciones que definen el movimiento, se procede a simplificarlas y reescribirlas para poder resolver el sistema de EDOs:

$$\begin{cases} X_1 = X \\ X_2 = \dot{X} \\ Y_1 = Y \\ Y_2 = \dot{Y} \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \dot{X}_1 = \dot{X} \\ \dot{X}_2 = \ddot{X} \\ \dot{Y}_1 = \dot{Y} \\ \dot{Y}_2 = \ddot{Y} \end{cases}$$

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2 \\ \dot{X}_2 = \ddot{X} = (\vec{F}_{v,x} - \vec{F}_{Sol,x}) \cdot \frac{1}{m} \\ \dot{Y}_1 = Y_2 \\ \dot{Y}_2 = \ddot{Y} = (\vec{F}_{v,y} - \vec{F}_{Sol,y}) \cdot \frac{1}{m} \end{cases}$$

Como se puede observar en el sistema de ecuaciones diferenciales anterior, se trata de un sistema de 4 ecuaciones y 4 incógnitas. Combinando el sistema con las ecuaciones (4.27) y (4.30) se obtiene:

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2 \\ \dot{X}_2 = \ddot{X} = \left(\frac{k}{x^2+y^2} - \frac{\mu s \cdot m}{x^2+y^2} \right) \cdot \frac{1}{m} \cos \gamma \\ \dot{Y}_1 = Y_2 \\ \dot{Y}_2 = \ddot{Y} = \left(\frac{k}{x^2+y^2} - \frac{\mu s \cdot m}{x^2+y^2} \right) \cdot \frac{1}{m} \sin \gamma \end{cases} \quad (4.34)$$

Como se puede apreciar en el sistema anterior, se han multiplicado las dos ecuaciones (\ddot{X} e \ddot{Y}) por el coseno y el seno del ángulo para obtener la descomposición de sus componentes en x e y.

Donde el $\cos \gamma$ y el $\sin \gamma$ son analizados gráficamente en la y en sus ecuaciones correspondientes (4.34) y (4.35):

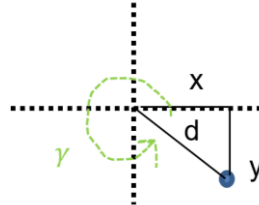
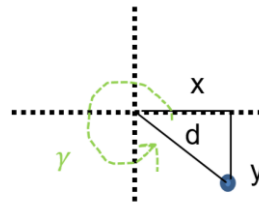


Figura 70. Componentes x e y. Fuente Propia.



Como se puede observar en la

Figura 70 se obtiene el valor del coseno y el seno mediante trigonometría básica:

$$\cos \gamma = \frac{x}{d} = \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}} \quad (4.35)$$

$$y \sin \gamma = \frac{y}{d} = \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}}$$

Combinando el sistema (4.34) y (4.35), se obtiene un sistema más simplificado:

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2 \\ \dot{X}_2 = \ddot{X} = \left(\frac{k}{m} - \mu s \right) \cdot \frac{x}{(x^2 + y^2)^{3/2}} \\ \dot{Y}_1 = Y_2 \\ \dot{Y}_2 = \ddot{Y} = \left(\frac{k}{m} - \mu s \right) \cdot \frac{y}{(x^2 + y^2)^{3/2}} \end{cases} \quad (4.36)$$

Donde **k** es la constante calculada en la ecuación (30.1), **m** es la masa de la sonda y μs es el parámetro gravitacional del Sol.

Una vez definidas las cuatro ecuaciones que definirán la trayectoria de la Sonda de Velas Solares, se procede a desarrollar el código en Matlab para poder visualizar x , \dot{x} , y , \dot{y} mediante la función *ode45*:

Código Matlab (función):

```
% vela solar [m]
function dw=velasolar(t,w)
k=399.2559*10^21; % Constante ecuación(30.1)
m=301; %massa de la sonda
mu=1.32673*10^20; % G· massa del Sol
x=w(1);
y=w(3);
vx=w(2);
vy=w(4);
dw=zeros(4,1);
dw(1) = vx;
dw(2) = (-mu+k/m)*x/((x^2+y^2)^(3/2));
dw(3) = vy;
dw(4) = (-mu+k/m)*y/((x^2+y^2)^(3/2));
end
```

Con la función definida, cuando se llame a la ecuación devolverá los valores de w_1, w_2, w_3, w_4 según el que valgan t, w_1, w_2, w_3, w_4 donde el tiempo **t** es independiente ya que no depende la función del tiempo.

Con la ecuación diferencial ordinaria definida, se determinan los valores de las condiciones iniciales que la definirán, estos valores han sido calculados en la fase 1 justo en el momento de llegada de la sonda a 0,2 UA:

$$\begin{aligned} X &= 0 \\ \dot{X} &= 85,94 \text{ km/s} = 85940 \text{ m/s} \\ Y &= -0,2 \text{ UA} = -29,8 \cdot 10^9 \text{ m} \\ \dot{Y} &= 0 \end{aligned}$$

Una vez determinadas las condiciones iniciales se debe llamar a la función desde el comando Windows de Matlab usando:

```
[T,W]=ode45(@velasolar,[0,10000],[0,85940,-29.8*10^9,0]);
```

Donde, [0,10000], es el intervalo de integración entre $t = 0$ y $t = 10000$ y [0,86000,-29,8·10⁹,0] son las CI. Llamando a la función aparecen 5 columnas, Una de tiempo t y otras de la solución x, \dot{x}, y, \dot{y}

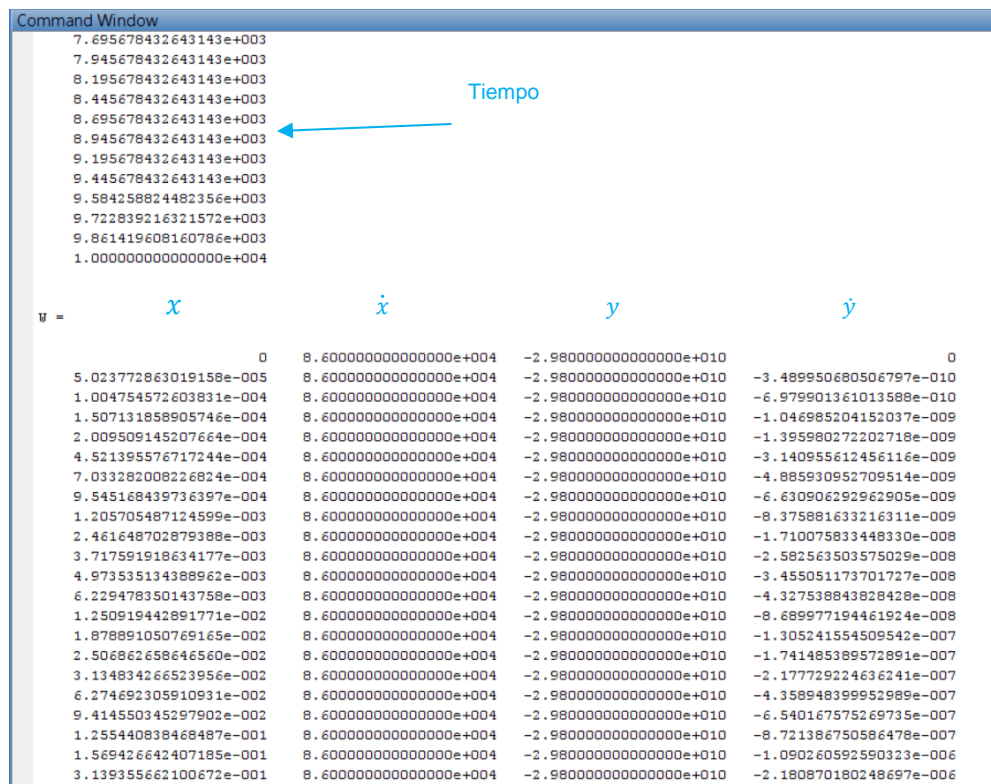


Figura 71. Valores de tiempo, posición y velocidad de las soluciones integradas en Matlab.

Con la función llamada se procede a estudiar e interpretar el *path* que tendrá la sonda y todas sus posibilidades.

4.2.3 ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE LA ECUACIÓN DINÁMICA

Una vez se ha definido correctamente la ecuación que definirá la trayectoria de la sonda y su función ha sido llamada e integrada, se procede a la interpretación de la solución específica de la EDO, con la Sonda de Velas solares abierta y con un ángulo de incidencia de los fotones de luz de 5°.

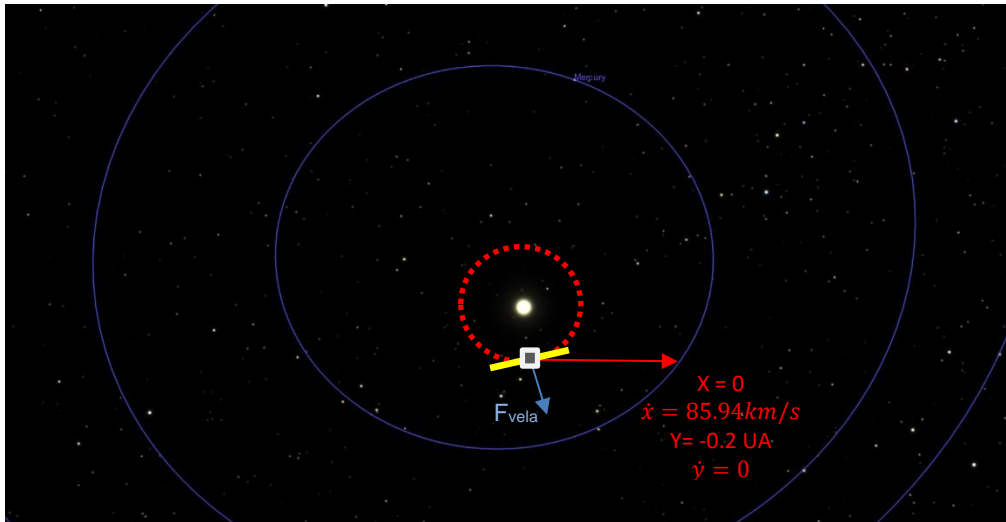


Figura 72. Esquema de situación de abertura y ángulo de velas (Celestia)

4.2.3.1 Análisis de las variables integradoras en la fase de aceleración

El modelo dinámico que define el movimiento se ha determinado con la función *velasolar* y ha sido llamado con la función *ode45* de Matlab para encontrar sus soluciones específicas de los integradores. Con el tiempo y las variables integradas, se procede a visualizar gráficamente estos resultados para poder comprender e interpretar los resultados.

Para poder visualizar el *path* de la función se ha llama mediante el código *plot(W(:,1),W(:,3))*. Con esta función se visualiza el camino exacto en *x*, *y* que realizaría la sonda en el momento de salida de 0,2 UA y con las condiciones iniciales definidas en apartados anteriores.

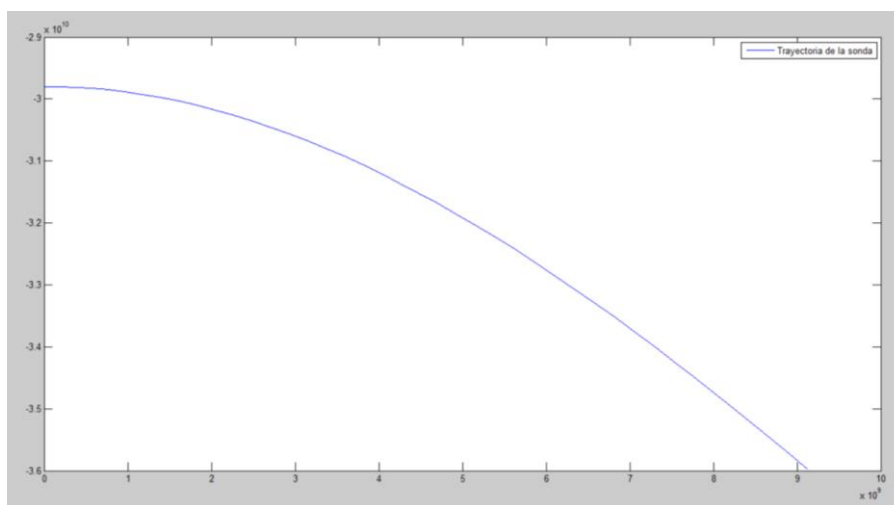


Figura 73. Trayectoria de la vela solar en el inicio de abertura de las velas solares [m] (Matlab).

Como se puede observar en la [Figura 73](#) se observa una parte parabólica que corresponde a la primera fase de aceleración de la sonda y a medida que avanza el tiempo y el espacio, tiende a una función lineal.

En esta primera fase la sonda ha avanzado desde 0,2 UA ($29,8 \cdot 10^9$ m) hasta el punto final de la función (4.34) haciendo el módulo de sus componentes x e y, del último integrador de tiempo calculado por Matlab:

$$d = \sqrt{9,129504132797630e9^2 + 3,598362351765183e10^2} = 37,12370 \cdot 10^9 \text{ m} = \mathbf{0,24915 \text{ UA}}$$

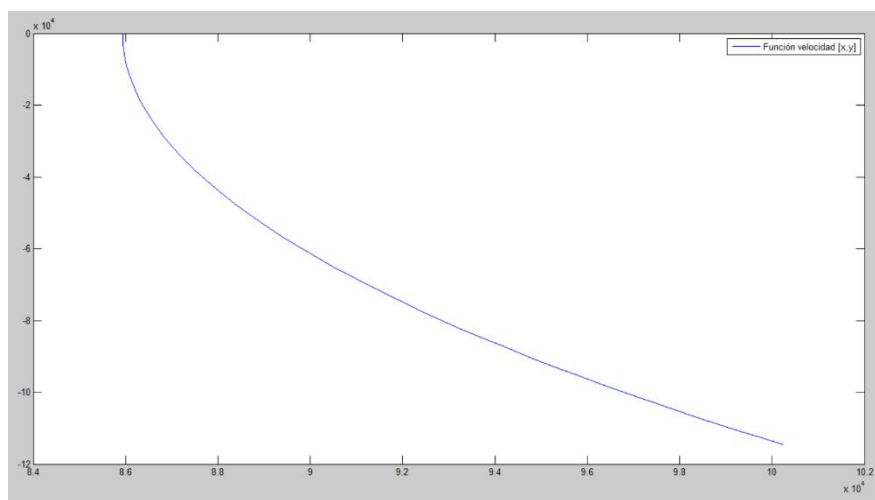


Figura 74. Función de la velocidad de la sonda en el intervalo inicial de apertura m/s (Matlab)

En la [Figura 73](#) la sonda ha pasado de 0,2 UA hasta 0,25 UA con un incremento de velocidad que se puede ver en la [Figura 74](#). Haciendo el módulo de las dos componentes se obtiene la velocidad instantánea en el punto:

$$v = \sqrt{1,00254861361256e5^2 + 1,146306713992741e5^2} = \mathbf{152,29 \text{ km/s}}$$

Donde se ha producido un incremento de la velocidad respecto la inicial que llevaba la sonda al llegar a 0,2 UA de:

$$\Delta V = 152,2862 - 85,94 = \mathbf{66,35 \text{ km/s}}$$

En la [Figura 75](#) y [Figura 76](#) se puede observar la variación tanto de x, y de la posición respecto su componente velocidad.

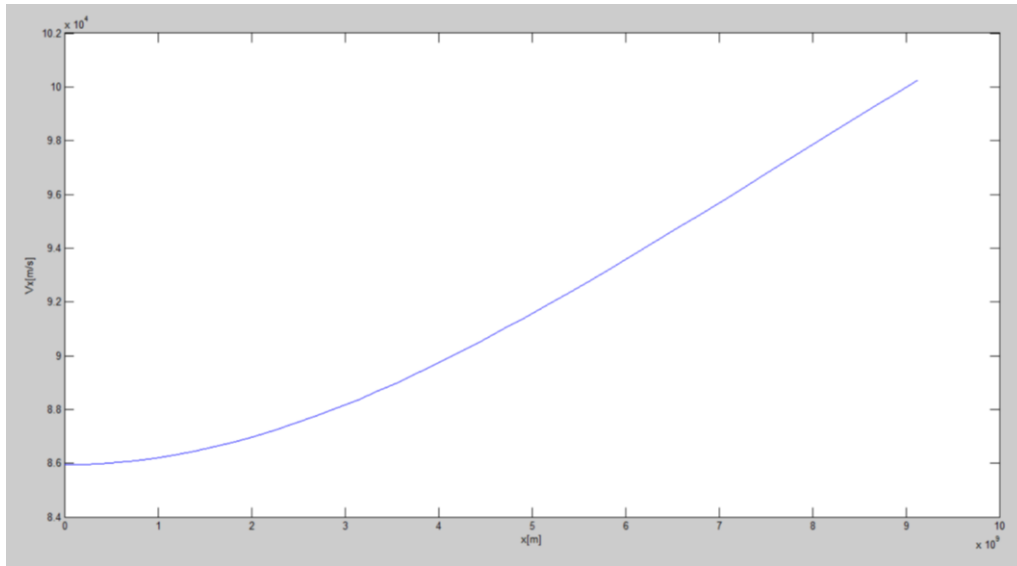


Figura 75. Gráfico de la variación de la componente V_x respecto a la posición x (Matlab)

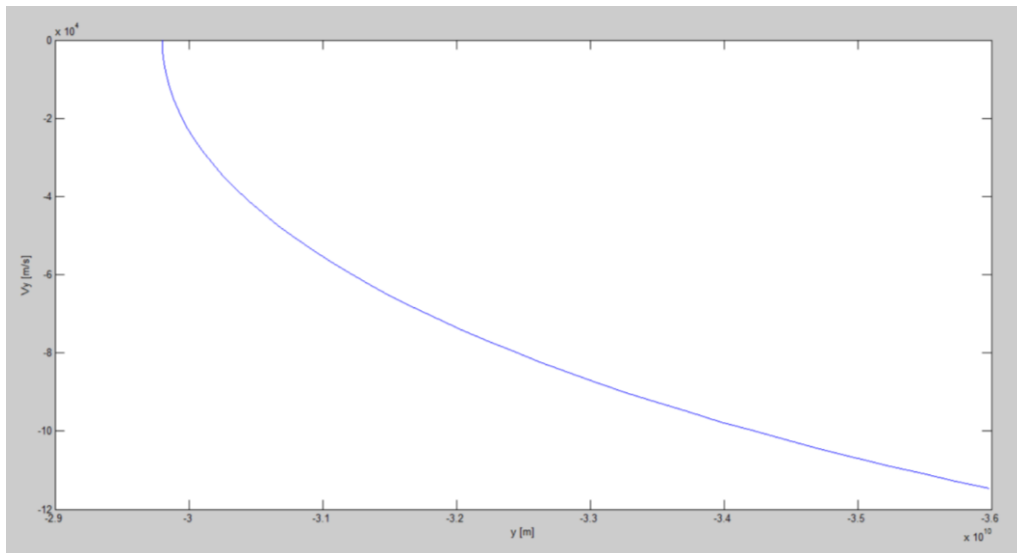


Figura 76. Gráfico de la variación de la componente V_y respecto a la posición y (Matlab)

Como se puede observar en la [Figura 75](#), la velocidad inicial de la sonda es 85,94 km/s en la componente 'x' y por tanto la gráfica es menos progresiva y más lineal, en cambio, en la gráfico de la componente 'y' la velocidad inicial es 0 y por lo tanto aparece una zona más parabólica en el crecimiento de velocidad y recorrido respecto 'y'.

Para poder visualizar con mejor comprensión el recorrido inicial de esta primera fase de la aceleración de la sonda, se ha modelado en *Matlab* la órbita de 0,2 UA y el Sol para poder visualizar a escala el recorrido de la sonda como se muestra en la [Figura 77](#).

Código Matlab (función) Figura 77:

```
[T,W]=ode45(@velasolar,[0,100000],[0,85940,-29.8*10^9,0]);  
plot(W(:,1),W(:,3))
```

```
hold on  
r = 9*10^9;  
[X,Y,Z] = sphere();  
surf(X*r, Y*r, Z*r);  
axis('equal');
```

```
xc=3; yc=-3; r=29.8*10^9  
n = 50; k=0:n; fi=2*pi*k/n;  
x=xc+r*cos(fi); y = yc+r*sin(fi);  
plot(xc,yc,'x',x,y);  
axis([-5 10 -10 6]), axis equal;  
grid
```

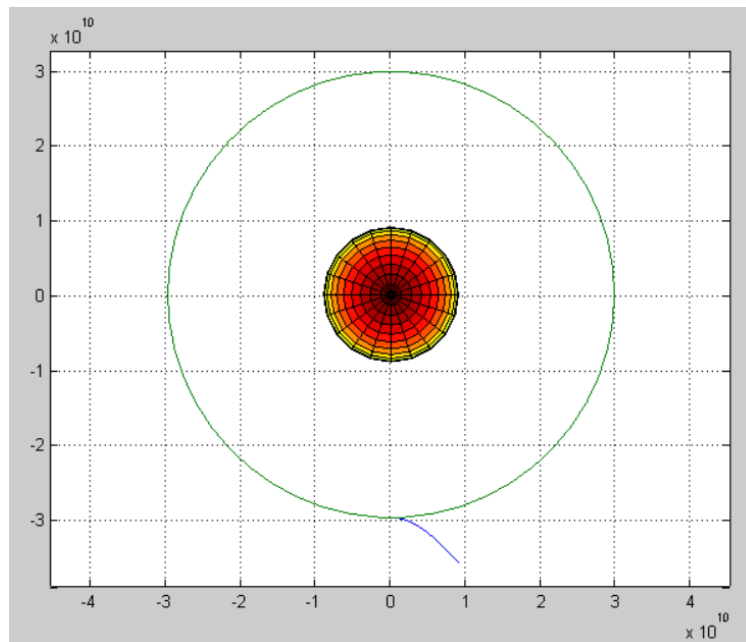


Figura 77. Recorrido sonda (azul) y órbita de 0,2 UA (verde) (Matlab)

4.2.3.2 Análisis de las variables integradoras en la llegada a Venus

Con el objetivo de buscar la máxima velocidad en el mínimo intervalo de tiempo, se busca conseguir aumentar esta aceleración mediante la estrategia orbital de asistencia gravitatoria.

En astronáutica se denomina asistencia gravitatoria a la maniobra destinada a utilizar la energía del campo gravitatorio de un planeta para obtener una aceleración o frenado de la sonda cambiando su trayectoria.

El término inglés utilizado es *slingshot effect* (efecto honda), *swing-by* o *gravity assist* (asistencia de gravedad). Se trata de una técnica común en las misiones espaciales destinadas al Sistema Solar exterior. Para ahorrar costes en el cohete de lanzamiento se diseñan complicadas trayectorias que hacen pasar la sonda por uno o varios planetas antes de dirigirse a su destino final.

Para poder utilizar la asistencia gravitatoria es necesario un correcto alineamiento de los planetas, razón por la cual las misiones espaciales tienen estrictas ventanas de lanzamiento.

El primero que propuso utilizar el campo gravitatorio de un planeta para dirigir una sonda hacia un destino más difícil de alcanzar fue Giuseppe Colombo (1920-1984), matemático e ingeniero en la Universidad de Padua (Italia).

La misión espacial Cassini/Huygens utilizó la asistencia gravitatoria de Venus en 2 ocasiones, la Tierra y Júpiter para llegar finalmente a Saturno en un periodo de tiempo de 7 años.

El máximo incremento de velocidad que puede proporcionar un planeta depende de su masa y velocidad. Por ejemplo, en el caso de Venus es de 7 km/s. La Tierra 8 km/s. Marte 3,5 km/s. Júpiter 43 km/s. Saturno 26 km/s.

Para nuestro lanzamiento, se ha buscado el planeta más idóneo para aprovechar su masa y velocidad orbital para conseguir un incremento de la velocidad de la sonda entrando en su órbita de influencia (SOI).

El planeta con las características más interesantes para realizar esta maniobra de asistencia gravitatoria sería Venus ya que tiene una gran masa y una velocidad idónea para el incremento de la aceleración de la sonda, y además se encuentra cerca del Sol donde la sonda lleva un incremento de la aceleración.

Para poder saber a qué distancia debemos acercarnos a Venus para poder realizar una maniobra de asistencia gravitatoria, se debe calcular la órbita SOI (esfera de influencia gravitatoria) como se ha visto en el apartado 3.1.3.2. Aplicando la ecuación (3) se obtiene:

$$R_{SOI} = a \left(\frac{m}{M} \right)^{\frac{2}{5}} = 1,082 \cdot 10^{11} \left(\frac{4,869 \cdot 10^{24}}{1,98 \cdot 10^{30}} \right)^{\frac{2}{5}} = 6,18 \cdot 10^8 \text{ m}$$

Donde **m** es la masa de Venus, **M** es la masa del sol y **a** la distancia radial de Venus al Sol. Esta distancia radial SOI corresponde a la distancia donde la sonda debe entrar respecto el planeta, para que Venus la atraiga gravitacionalmente y de ese modo poder realizar la maniobra.

La sonda espacial entra en la esfera de influencia del planeta Venus. Suponiendo que la energía potencial debida a la fuerza de atracción del Sol es prácticamente constante en todos los puntos de dicha esfera, por lo que la trayectoria de la sonda viene

determinada exclusivamente por la fuerza de atracción del planeta Venus, la velocidad inicial y su dirección en el momento en el que entra en dicha esfera de influencia.

Por lo tanto, la sonda se sitúa en un Sistema de Referencia ligado al planeta Venus, donde se debe calcular su velocidad inicial y su dirección en este nuevo Sistema de Referencia.

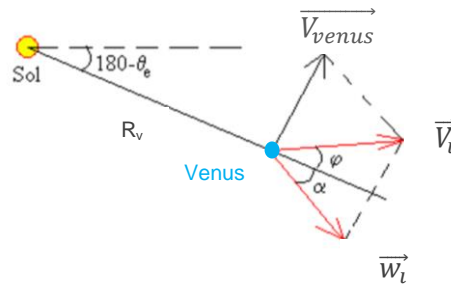


Figura 78. Esquema de velocidades al realizar asistencia gravitacional en Venus. Fuente Propia.

Sea \mathbf{v}_i es la velocidad de la sonda medida en el S.R. ligado al Sol, $\mathbf{V}_{\text{venus}}$ es la velocidad del planeta Venus alrededor del Sol. Donde la velocidad \mathbf{w}_i de la sonda de velas solares respecto de un S.R. ligado a Venus es:

$$\mathbf{w}_i = \mathbf{v}_i - \mathbf{V}_{\text{venus}} \quad (4.37)$$

Se descomponen las velocidades, en la dirección radial (Sol-Venus) y en la dirección perpendicular a la radial.

$$w_i \cdot \sin(\alpha) = v_i \cdot \sin(\phi) - V_{\text{venus}} \quad (4.38)$$

$$w_i \cdot \cos(\alpha) = v_i \cdot \cos(\phi) \quad (4.39)$$

Una vez obtenidas las ecuaciones (4.38) y (4.39) que descomponen las velocidades, se debe averiguar la velocidad inicial que tendrá la sonda justo en el instante que entra en la esfera de influencia de Venus. Para poder obtener esta velocidad se integran el sistema de ecuaciones diferenciales como en apartados anteriores hasta justo la distancia radial desde el Sol hasta la órbita SOI de Venus.

Para poder proporcionar la velocidad y posición exacta, se integra el sistema mediante Matlab con el código siguiente:

Código Matlab (función hasta Venus) **Figura 79:**

```
[T,W]=ode45(@velasolar,[0,442000],[0,85940,-29.8*10^9,0]);
plot(W(:,1),W(:,3))
hold on
r = 9*10^9;
[X,Y,Z] = sphere();
surf(X*r, Y*r, Z*r);
axis('equal');
```

```
xc=3; yc=-3; r=29.8*10^9
n = 50; k=0:n; fi=2*pi*k/n;
x=xc+r*cos(fi); y = yc+r*sin(fi);
plot(xc,yc,'x',x,y);
axis([-5 10 -10 6]), axis equal;
grid
```

```
xc=3; yc=-3; r= 57894376000
n = 50; k=0:n; fi=2*pi*k/n;
x=xc+r*cos(fi); y = yc+r*sin(fi);
plot(xc,yc,'x',x,y);
axis([-5 10 -10 6]), axis equal;
grid
```

```
xc=3; yc=-3; r= 108208930000
n = 50; k=0:n; fi=2*pi*k/n;
x=xc+r*cos(fi); y = yc+r*sin(fi);
plot(xc,yc,'x',x,y);
axis([-5 10 -10 6]), axis equal;
grid
```

```
xc=3; yc=-3; r=1.49*10^11
n = 50; k=0:n; fi=2*pi*k/n;
x=xc+r*cos(fi); y = yc+r*sin(fi);
plot(xc,yc,'x',x,y);
axis([-5 10 -10 6]), axis equal;
grid
```

Se introduce el código en la ventana de comandos de Matlab y se obtienen la solución de los integradores posición y velocidad en los dos ejes. Como se puede ver en la [Figura 79](#) se muestra la trayectoria de la sonda hasta la llegada a la órbita SOI de Venus.

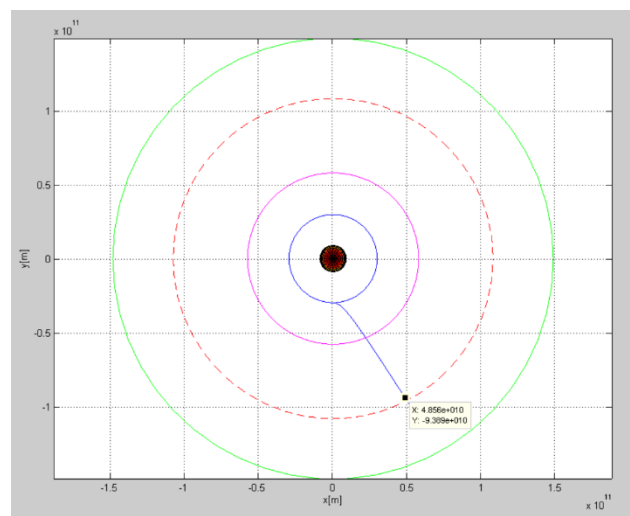


Figura 79. Trayectoria de la sonda de velas solares hasta la llegada a Venus (Matlab)

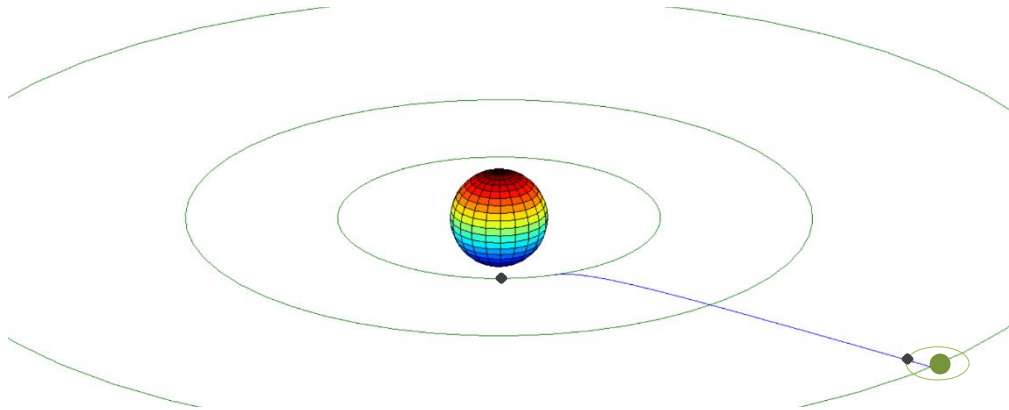


Figura 80. Trayectoria de llegada a la órbita SOI de Venus (Matlab)

Una vez la función ha sido llamada se obtienen los valores de la EDO en el punto exacto donde entra en la órbita de influencia, obteniendo unos resultados de posición y velocidad que serán básicos para la maniobra de asistencia gravitatoria.

$$X = 4.856345723779511e10 \text{ m}$$

$$V_x = 1.380450784480276e5 \text{ m/s}$$

$$Y = -9.388894909608493e10 \text{ m}$$

$$V_y = -2.141508352775514e5 \text{ m/s}$$

Se puede observar que la velocidad de llegada a Venus es de:

$$V_i = \sqrt{(1,380450784480276e5)^2 + (2,141508352775514e5)^2} = \mathbf{254,79 \text{ km/s}}$$

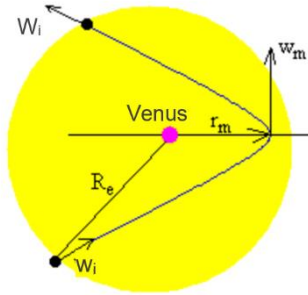
Dónde se ha producido un incremento respecto la velocidad inicial de 168,85 km/s.

4.2.3.3 Dinámica de la sonda en el esfera de influencia de Venus

Una vez la Velocidad inicial en la entrada de Venus ha sido calculada, se calcula la velocidad de la sonda w_i y su dirección $\alpha = -5^\circ$, ya que es el ángulo de incidencia de los fotones de luz respecto de la recta que une el Sol con Venus, medidos en el sistema de referencia ligado a este planeta. Aplicando la ecuación (4.37) se obtiene:

$$W_i = v_i - V_{\text{venus}} = 254,7874 - 35,0214 = \mathbf{219,766 \text{ km/s}}$$

Para determinar la ecuación de la trayectoria calculamos la energía total y el momento angular de la sonda espacial en este nuevo S.R.:



$$\sum E = \frac{1}{2} m \cdot w_i^2 - G \frac{M_{venus} \cdot m}{R_e} \quad (4.40)$$

Figura 81. Esquema de velocidades entrada de Venus.

Para calcular el momento angular, se necesita el parámetro de impacto o la máxima aproximación r_m de la sonda espacial al centro de Venus. Se elige este segundo parámetro por ser más significativo que el primero al tener calculada la órbita de influencia gravitacional

$$L = m r_m \cdot w_m \cdot \sin 90^\circ = m w_m \cdot r_m \quad (4.41)$$

Como la energía total Σ es constante en todos los puntos de la trayectoria, la velocidad máxima de la nave espacial en el punto de máximo acercamiento es:

$$\sum E = \frac{1}{2} m \cdot w_m^2 - G \frac{M_{venus} \cdot m}{R_m}$$

La energía Σ y el momento angular L determinan la ecuación de la trayectoria. La nave espacial describe una trayectoria hiperbólica acercándose al planeta a una distancia r_m , donde alcanza la máxima velocidad y luego, sale de la región de influencia de Venus con la misma velocidad inicial w_i pero girada cierto ángulo como se verá más adelante.

Con los datos del radio de Venus $r_{venus} = 6051800$ m y con una masa de $M_{venus} = 4,869 \cdot 10^{24}$ kg, calculamos la energía total:

$$\sum E = \frac{1}{2} m \cdot w_i^2 - G \frac{M_{venus} \cdot m}{R_{SOI}} = \frac{1}{2} m \cdot 219766^2 - 6,67 \cdot 10^{-11} \frac{4,869 \cdot 10^{24} \cdot m}{6,17358 \cdot 10^8}$$

$$\sum E = 24,14802 \cdot 10^9 \cdot m [J]$$

Con el dato de la distancia de máximo acercamiento $r_m = 2,84 \cdot r_{venus}$ radios planetarios o bien $r_m = 17,18711 \cdot 10^6$ m. Se calcula la velocidad de la sonda en dicha posición aislando la velocidad de la ecuación de la energía.

$$w_m = \sqrt{\frac{E + G \frac{M_{venus} \cdot m}{R_m}}{\frac{1}{2} \cdot m}}$$

$$w_m = \sqrt{\frac{24,14802 \cdot 10^9 + 6,67 \cdot 10^{-11} \frac{4,869 \cdot 10^{24}}{17,18711 \cdot 10^6}}{\frac{1}{2}}} = 219,85 \text{ km/s}$$

4.2.3.4 Interpretación de los efectos gravitacionales de Venus

Como se puede observar en el apartado anterior la máxima velocidad en el acercamiento a Venus es 219,85 km/s respecto los 219,77 km/s en el momento en que la sonda está lo más cerca posible del planeta. Este incremento de 0,18 km/s respecto la velocidad de entrada en la órbita SOI, corresponde solo a un 0,082% de incremento de la velocidad que llevaba antes de iniciar la maniobra en Venus.

Este incremento de velocidad es muy bajo a causa de la alta velocidad que lleva la sonda al entrar en la zona de Venus. En diferentes misiones anteriores de la Nasa y de otras empresas que lanzan satélites y sondas, la asistencia gravitatoria ha sido usada para minimizar el combustible y aumentar la velocidad, pero en estos casos en particular la sonda lleva una velocidad muy inferior a la estudiada en este proyecto y entonces la atracción gravitacional del planeta produce cambios muy significativos en su velocidad y trayectoria.

En el caso de la sonda de velas solares, la sonda viaja a 219,77 km/s y acelerándose, al entrar en la órbita de influencia gravitatoria de Venus la intención estudiada es que la gravitación del propio planeta y la velocidad con la que viaja orbitalmente respecto del Sol cedan velocidad a la sonda y así producir ese incremento en su velocidad.

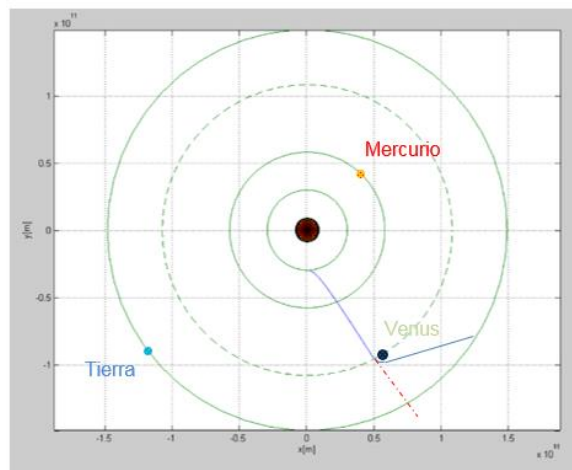


Figura 82. Esquema gráfico en azul de la intención de la asistencia y en rojo la trayectoria real que realiza la sonda al pasar por alto la deformación del espacio-tiempo por la masa del planeta. Matlab

En otras palabras, la sonda viaja tan rápido que cuando pasa cerca de Venus casi ni se da cuenta de la existencia de un cuerpo masivo como este planeta y sigue su misma trayectoria que llevaba en su inicio.

4.2.3.5 Dinámica de la sonda en la fase final de aceleración

En el apartado anterior se ha intentado realizar una maniobra de asistencia gravitacional con un resultado negativo, por lo tanto la sonda de velas solares no utilizará ningún planeta para su incremento de velocidad y viajará únicamente con la aceleración de las velas solares.

Volviendo a la EDO que define sus variables de posición y velocidad, se procede a integrarla para poder visualizar sus soluciones en distintas fases de su viaje con un tiempo relativo y proceder al análisis de dichas variables de los integradores.

Como se puede observar en la [Figura 83](#) la trayectoria de la sonda sigue una función prácticamente lineal, excepto en su aceleración inicial ya estudiada en apartados anteriores.

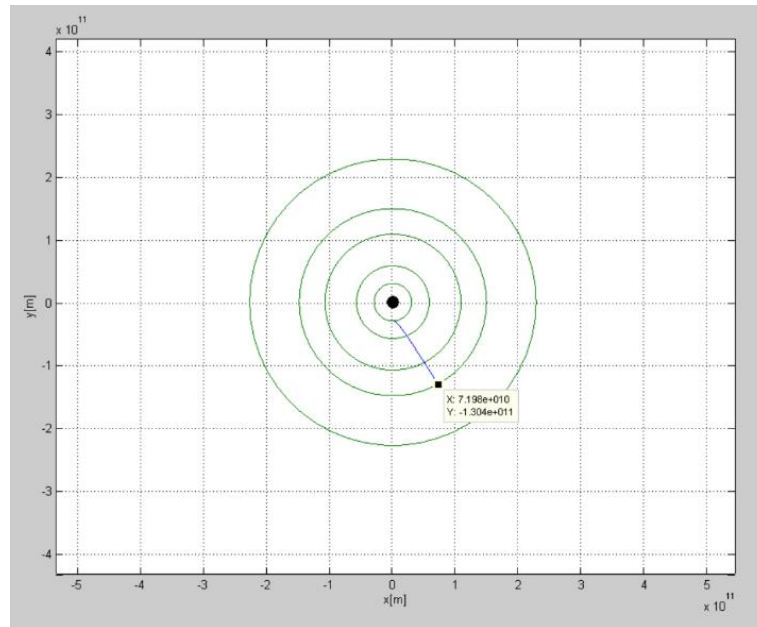


Figura 83. Trayectoria de la sonda hasta la llegada a la órbita Terrestre (Matlab)

En la figura anterior se puede observar la llegada de la sonda de velas solares a la órbita terrestre, con una cierta velocidad obtenida mediante la solución de la EDO llamada por Matlab. Analizando la solución de las variables integradoras en la posición de intersección entre la sonda y la órbita terrestre se obtienen las cuatro variables:

$$X = 7,197972648335075e10 \text{ m}$$

$$Vx = 1,439834510640474e5 \text{ m/s}$$

$$Y = - 1,303987999878007e11 \text{ m}$$

$$Vy = - 2,252618313953037e5 \text{ m/s}$$

Realizando el módulo de las velocidades obtenidas por Matlab se obtiene la velocidad total en la llegada a la órbita terrestre:

$$v = \sqrt{1,439834510640474e5^2 + 2,252618313953037e5^2} = \mathbf{267,3462 \text{ km/s}}$$

Analizando la abertura de las velas solares a 0,2 UA hasta la llegada a la órbita terrestre se obtiene un incremento de la velocidad de la sonda de:

$$\Delta V = 267,3462 - 85,94 = \mathbf{181,4062 \text{ km/s}}$$

Se puede extraer que la velocidad no es lineal ya que llegará un punto en que el sol apenas producirá aceleración a la sonda a causa de su lejanía. Comparando el

incremento que se ha producido desde la órbita de Venus hasta la órbita terrestre se ha producido un aumento de velocidad de:

$$\Delta V = 267,3462 - 254,7874 = \mathbf{12,5588 \text{ km/s}}$$

Desde la órbita de Venus (radio medio de 0,723 UA) hasta 1 UA de la Tierra, es decir, una distancia de 0,277 UA se produce un incremento de 12,558 km/s. En cambio, analizando desde 0,2 UA hasta la órbita de Venus de 0,733 UA con una distancia recorrida de 0,533 UA se ha producido un incremento de velocidad de:

$$\Delta V = 254,7874 - 85,94 = \mathbf{168,8474 \text{ km/s}}$$

Para poder comprender gráficamente la función que define estos incrementos de velocidad hasta la llegada a la órbita terrestre, en la [Figura 84](#) y [Figura 85](#) se han realizado las gráficas correspondientes para comparar la distancia recorrida respecto la componente velocidad.

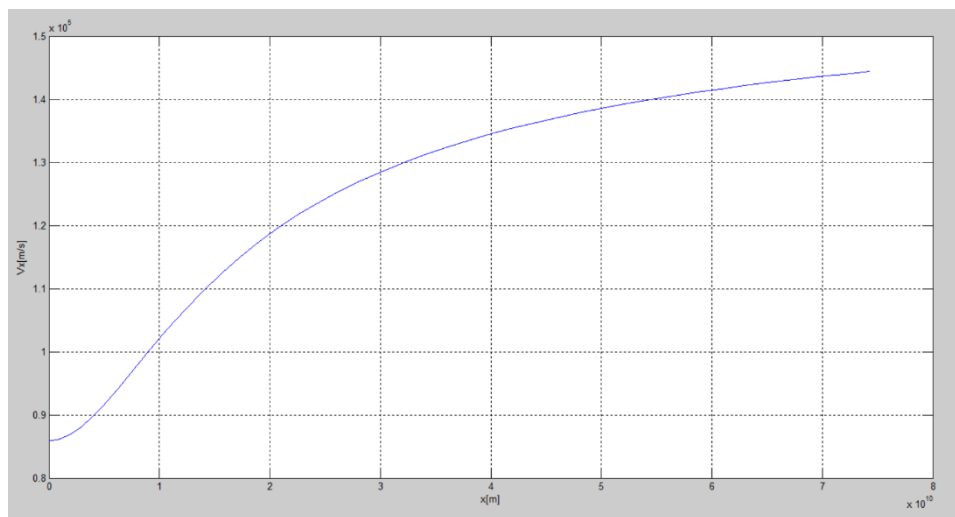


Figura 84. Función que representa la componente V_x respecto posición X (Matlab).

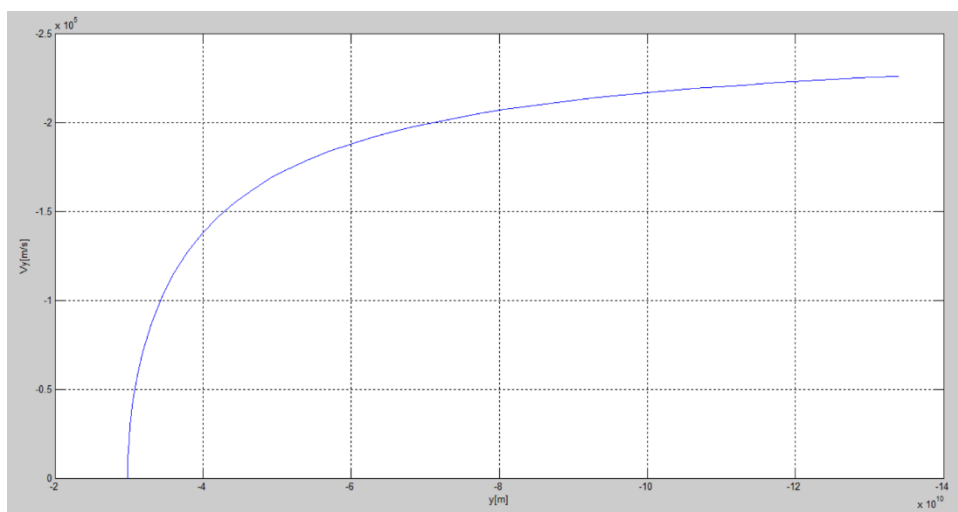


Figura 85. Función que representa la componente V_y respecto posición Y (Matlab).

En las gráficas anteriores se puede observar como la parte final de la función tiende a una asíntota que generará una velocidad terminal de la sonda, más adelante se estudiará cual es esa velocidad final de crucero.

4.2.3.6 Análisis de la velocidad final de la sonda de velas solares

La sonda ha sido analizada en dos fases de la función donde se muestra su incremento de velocidad y posición. En la primera fase se muestra un incremento de velocidad muy alto, en la segunda fase, desarrollada en el apartado anterior, la velocidad de la sonda muestra una tendencia a una velocidad terminal de crucero que será analizada en este apartado, buscando conocer cuál será esta velocidad.

Incrementando el tiempo de la función dinámica que determina el movimiento de la sonda, se procede a buscar cuál será el momento de posición/velocidad en que la sonda tendrá una velocidad casi constante de viaje y las velas solares se cerrarán con el objetivo de prevenir roturas y posibles averías en ellas.

A continuación se integra la función con un tiempo de integración superior al utilizado anteriormente, para analizar la función velocidad en la fase más asíntótica y poder buscar el momento óptimo de cerrar velas.

Como se observa en la [Figura 86](#) se muestra la trayectoria de la sonda con las diferentes órbitas de los planetas. Desde 0,2 UA donde la sonda despliega las velas solares, pasando por Mercurio, Venus, Tierra, Marte, Júpiter, Saturno, Urano, Neptuno y Plutón.

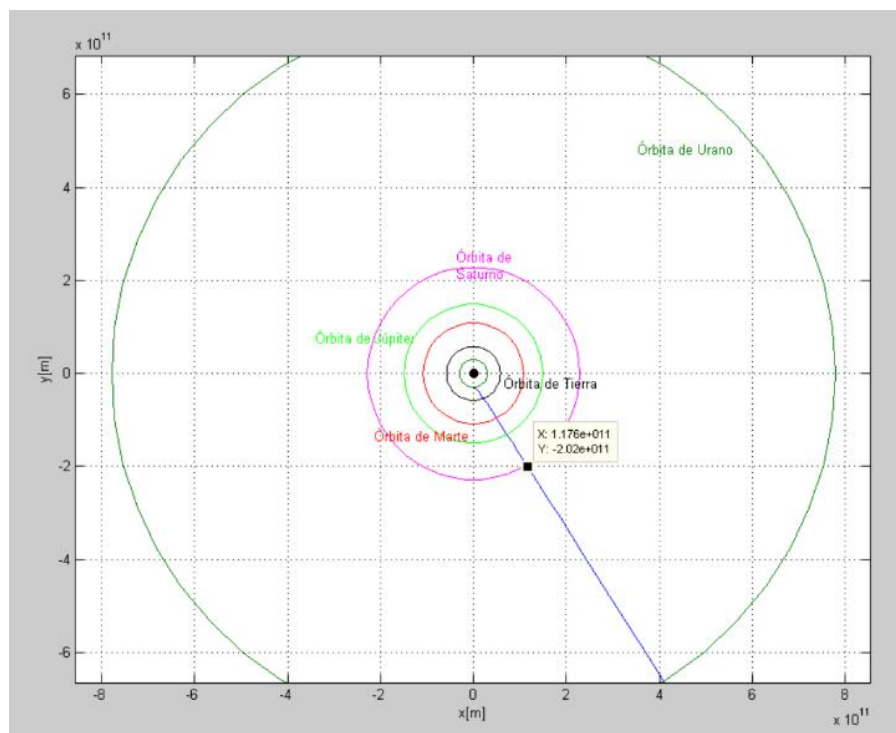


Figura 86. Trayectoria de la sonda en coordenadas $[x,y]$ en el plano de la eclíptica hasta la intersección con la órbita de Saturno (Matlab).

Analizando la velocidad de la sonda en el paso por la órbita de Saturno como se muestra en la [Figura 86](#). Se obtienen unas variables de las soluciones integradas:

$$X = 1.176231486518593e11 \quad m$$

$$V_x = 1.492488117156832e5 \quad m/s$$

$$Y = -2.020122545133079e11 \quad m$$

$$V_y = -2.345611170859134e5 \quad m/s$$

Justo en este punto la sonda viaja con una velocidad de:

$$v = \sqrt{1,492488117156832e5^2 + 2,345611170859134e5^2} = \mathbf{278,02 \text{ km/s}}$$

Como se puede mostrar en las gráficas siguientes [Figura 87](#) y [Figura 88](#) de la función velocidad/posición tanto en [x,y], la función integrada se encuentra en una zona final de crecimiento que es consecuencia de la distancia a la que se encuentra la sonda respecto del Sol.

Analizando ambas funciones de velocidad/posición en [x,y], se deduce que el incremento de velocidad de la sonda será finito, se encuentra en Saturno la parte final de este crecimiento donde tiende a una velocidad final de crucero. Esta velocidad se verá a continuación con la llegada a la órbita de Plutón.

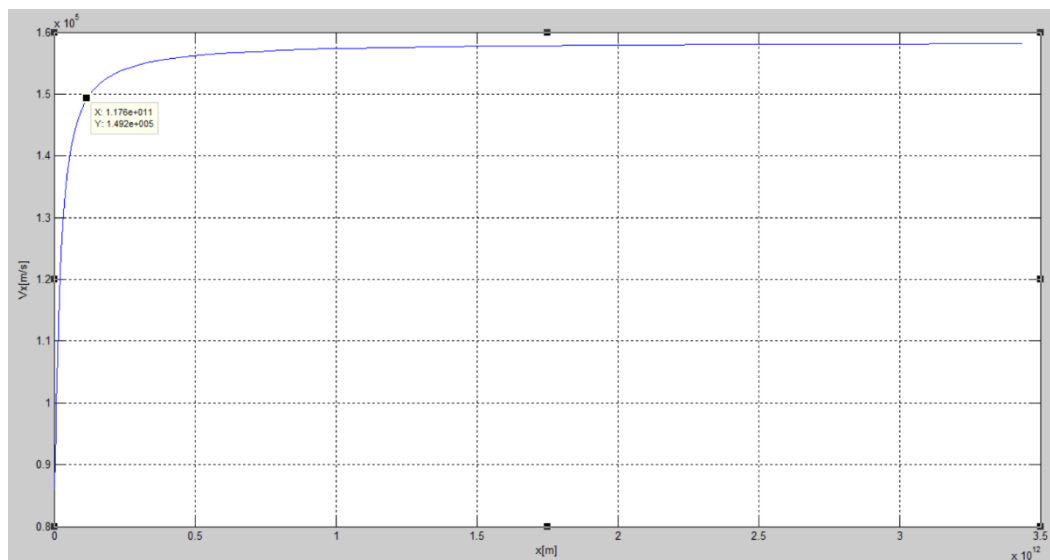


Figura 87. Función que muestra la velocidad y posición en la coordenada X con los valores de la intersección con Saturno (Matlab)

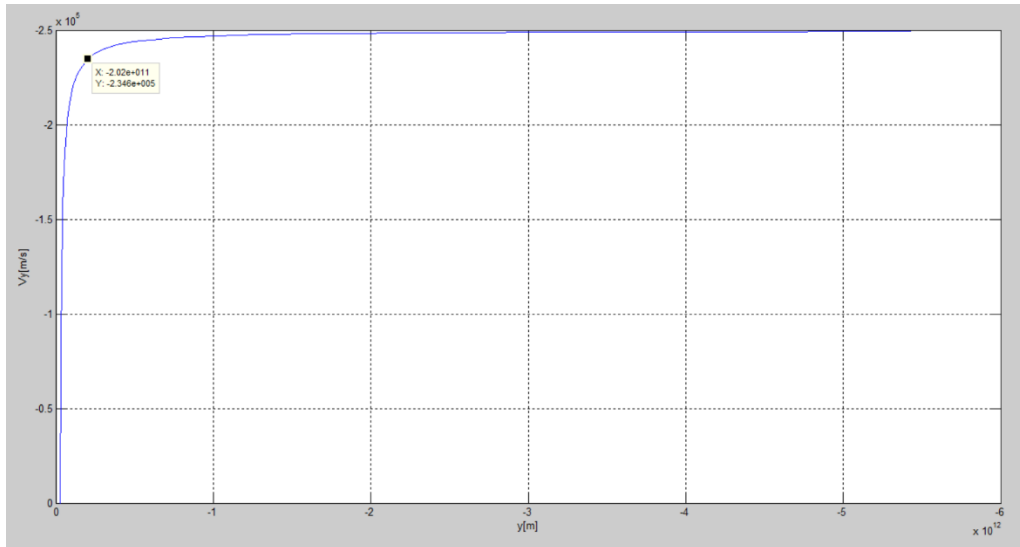


Figura 88. Función que muestra la velocidad y posición en la coordenada Y con los valores de la intersección con Saturno (Matlab)

Como se puede observar en la **Figura 89**, la sonda ha viajado en el tiempo y la trayectoria ha llegado a la órbita de Plutón con unas variables de velocidad/posición, donde se ha producido un incremento de su velocidad.

$$X = 3,151180864346485e12 \text{ m}$$

$$V_x = 1,581258963152354e5 \text{ m/s}$$

$$Y = -4,981936635408252e12 \text{ m}$$

$$V_y = -2,491804166795761e5 \text{ m/s}$$

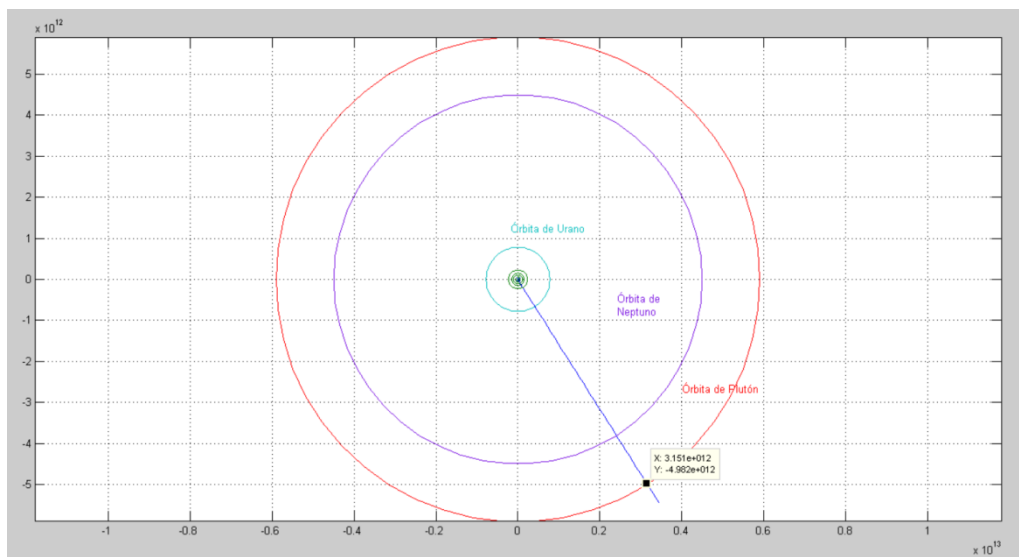


Figura 89. Trayectoria de la sonda en coordenadas [x,y] en el plano de la eclíptica hasta la intersección con la órbita de Plutón (Matlab)

Analizando el punto de intersección, la sonda de velas solares viaja con una velocidad:

$$v = \sqrt{1,581258963152354e5^2 + 2,491804166795761e5^2} = \mathbf{295,12 \text{ km/s}}$$

Analizando también sus variables de posición se extrae de sus componentes [x,y] que el ángulo al cual viaja la sonda es β como se muestra en la [Figura 90](#):

$$\beta = \tan^{-1} \frac{4,981936635408252e12}{3,151180864346485e12} = 57,69^\circ$$

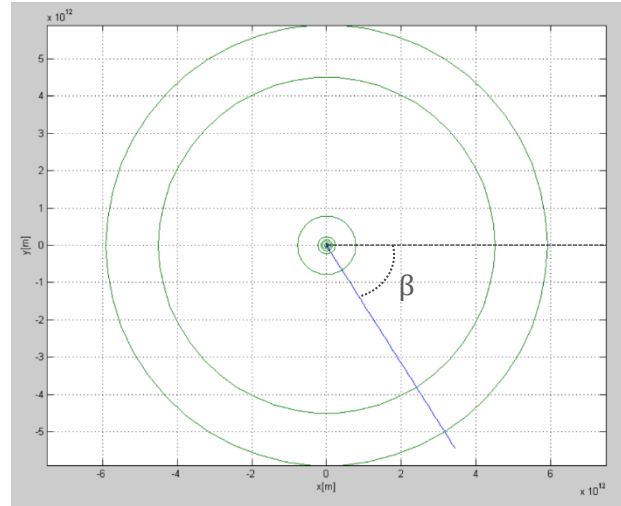


Figura 90. Ángulo de la trayectoria de la Sonda Velas Solares

Con el objetivo de visualizar en que punto de la gráfica velocidad/posición se encuentra la sonda, se representa la función llamando a las variables V_x y posición X con el código `plot(W(:,1),W(:,2))`:

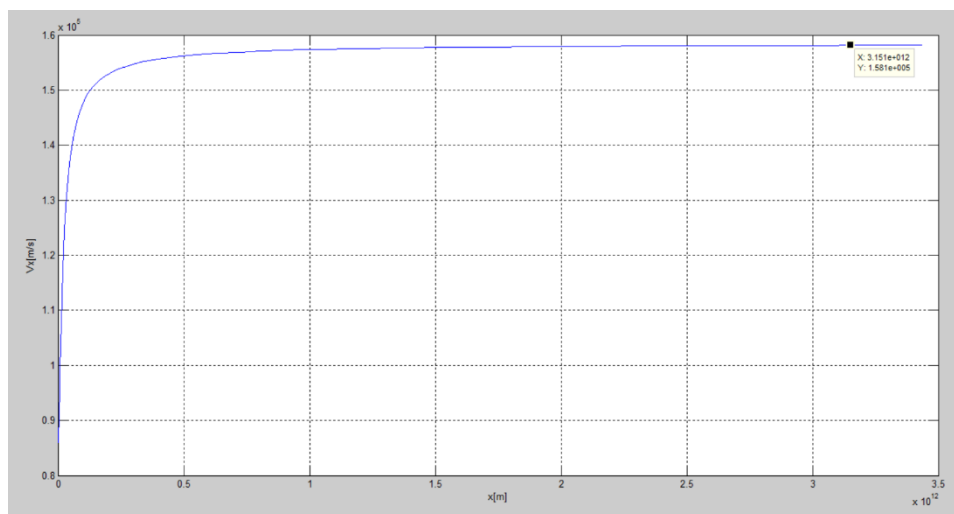


Figura 91. Función que muestra la velocidad y posición en la coordenada X con los valores de la intersección con la órbita de Plutón (Matlab)

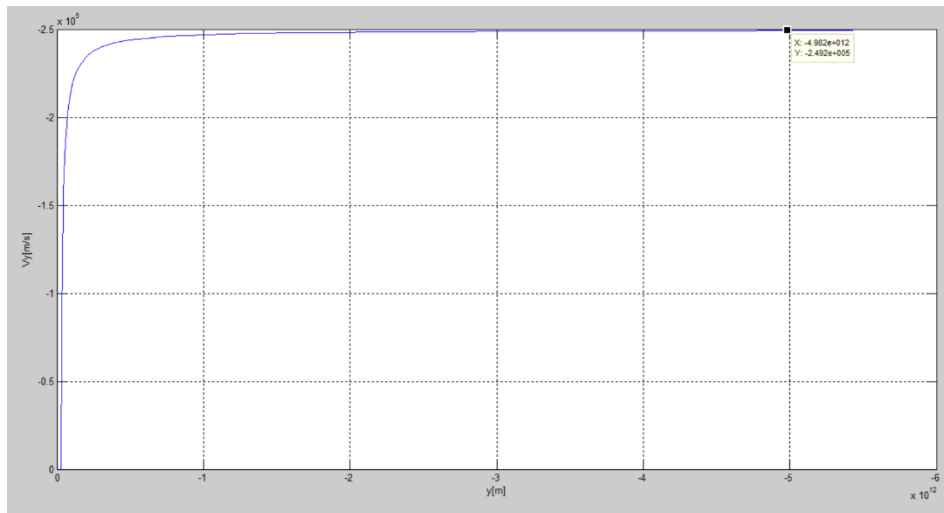


Figura 92. Función que muestra la velocidad y posición en la coordenada Y con los valores de la intersección con la órbita de Plutón (Matlab)

Analizando estas dos funciones de las componentes velocidad/posición en las coordenadas [x e y], la velocidad a llegado a un punto en que ya no aumenta y se encuentra en la parte asintótica de la función.

Por lo tanto, la sonda viajará con una velocidad terminal de 295,12 km/s con un ángulo de 57,69°. En consecuencia a este final de aceleración de la sonda se procede a realizar una maniobra de plegar Velas Solares con el fin de prevenir posibles roturas e impactos de polvo del espacio ya que debe viajar durante mucho tiempo a altas velocidades.

4.2.3.7 Análisis de posibles problemáticas en la trayectoria dinámica de la sonda.

En este apartado se estudiarán todos los posibles problemas en la dinámica de la sonda con el objetivo de simular los cambios que produciría en su trayectoria y velocidad. Analizando los factores y las variables que pueden influir más en una dinámica no deseada y en consecuencia provocar un fracaso de la misión.

4.2.3.7.1 Simulación dinámica de un incremento en la masa de la sonda

En primer lugar, uno de los posibles problemas que se podrían simular con el objetivo de analizar los cambios que provocaría en la dinámica de la sonda, es el estudio del incremento de masa de la nave con el fin de visualizar los cambios que provocaría.

Haciendo la suposición de que la sonda tiene las mismas características de área de vela solar, pero construida con los materiales con los que se fabricó la IKAROS (la primera sonda de velas solares) el incremento de masa sería muy considerable. Suponiendo la misma densidad de vela pero con las dimensiones de la sonda estudiada, supondría una masa de 30000 kg esto supone un incremento másico de 29699 kg respecto al modelo actual estudiado.

Una vez determinado el cambio de masa simulando las densidades de materiales usados hasta el momento, se ha introducido el cambio de la variable m en la función que define el sistema de ecuaciones diferenciales. Con esta variable introducida e

integrando el sistema se han obtenido unas soluciones de los integradores que se analizan a continuación con tal de observar los cambios y problemas que esto generaría.

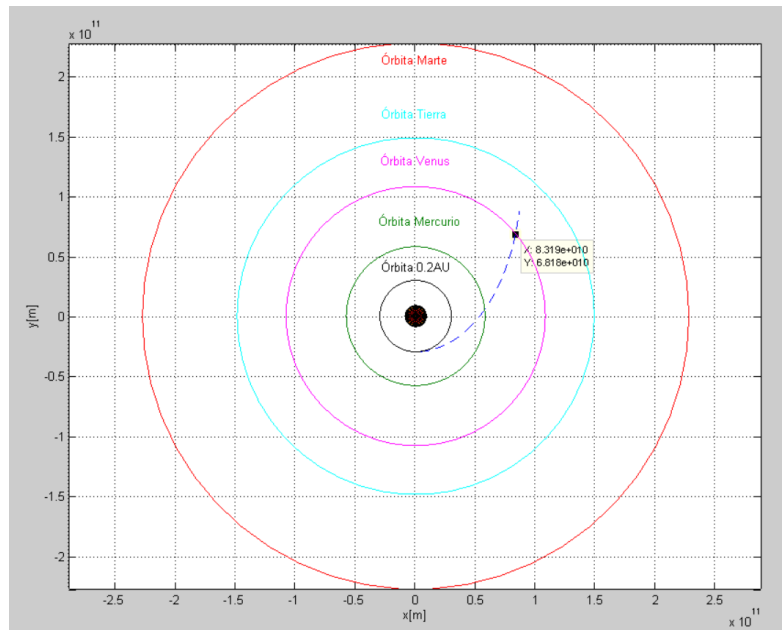


Figura 93. Nueva trayectoria de la sonda con la suposición de cambio de masa (Matlab)

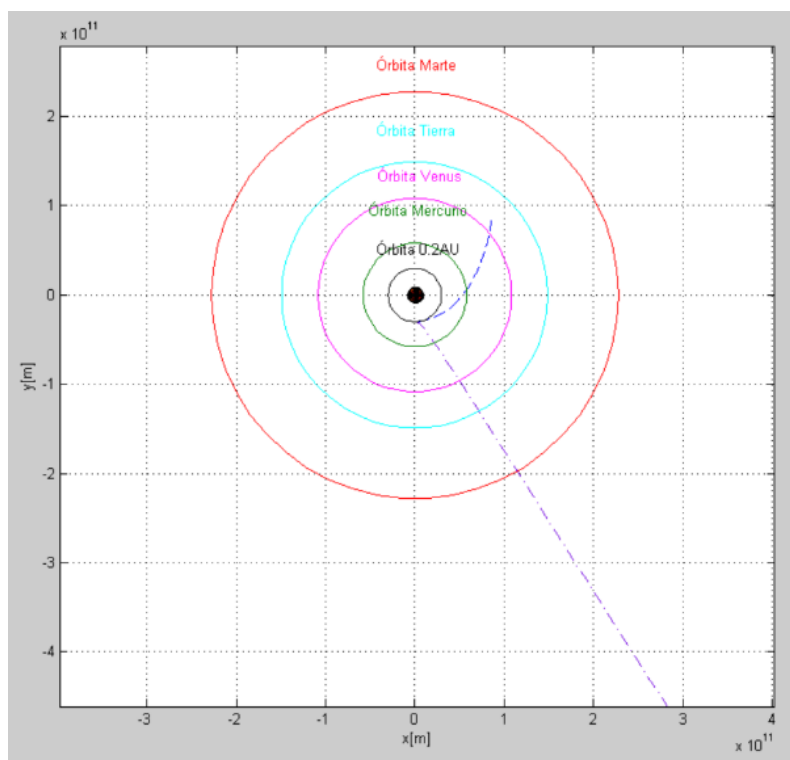


Figura 94. Comparación de trayectorias con el cambio de masa (Matlab)

Integrando el sistema con Matlab en un tiempo relativo, ya que el sistema de ecuaciones no depende del tiempo, se obtiene una trayectoria como se puede ver en la [Figura 93](#) donde la sonda llega a la órbita de Venus con cambios en su trayectoria y velocidad.

Analizando la figura anterior se puede extraer que claramente se ha producido un cambio en la trayectoria de la sonda a causa de este incremento másico. Como se puede ver en la [Figura 94](#), se han sobrepuesto en Matlab las ecuaciones dinámicas que definen las dos trayectorias, una con la masa correcta de la sonda estudiada y otra con el incremento másico producido por materiales aplicados en sondas anteriores.

Observando estas dos trayectorias se llega a la conclusión que la masa ha provocado un cambio en la orientación de la sonda y un cambio en su velocidad, ya que con el mismo tiempo de integración del sistema dinámico, una sonda recorre mucha más distancia que la otra y por lo tanto alcanza más velocidad.

Extrayendo las soluciones de las variables integradas en la llegada a la Órbita de Venus se obtienen los valores:

$$X = 8,318662682239439e10 \quad m$$

$$V_x = 7,660563814709758e3 \quad m/s$$

$$Y = 6,817861616698586e10 \quad m$$

$$V_y = 3,706821600923362e4 \quad m/s$$

Donde se obtiene una velocidad en la intersección de Venus:

$$v = \sqrt{7,660563814709758e3^2 + 3,706821600923362e4^2} = 37,85 \text{ km/s}$$

Comparando esta velocidad de llegada con la velocidad calculada en el apartado 4.2.3.2 para la supuesta maniobra de asistencia gravitatoria en Venus, se puede observar que, en el primer caso es de 254,79 km/s y en el segundo caso con una mayor masa en la misma distancia recorrida la sonda llega tan solos a 37,85 km/s. Esto provoca que con el mismo tiempo la sonda estudiada recorre una mayor distancia muy considerable con respecto la otra.

Para poder comprender y visualizar cual sería el recorrido de la sonda en el transcurso del tiempo, se ha simulado la trayectoria con diferentes tiempos de integración para ver la evolución que tendría este nuevo recorrido con la nueva masa.

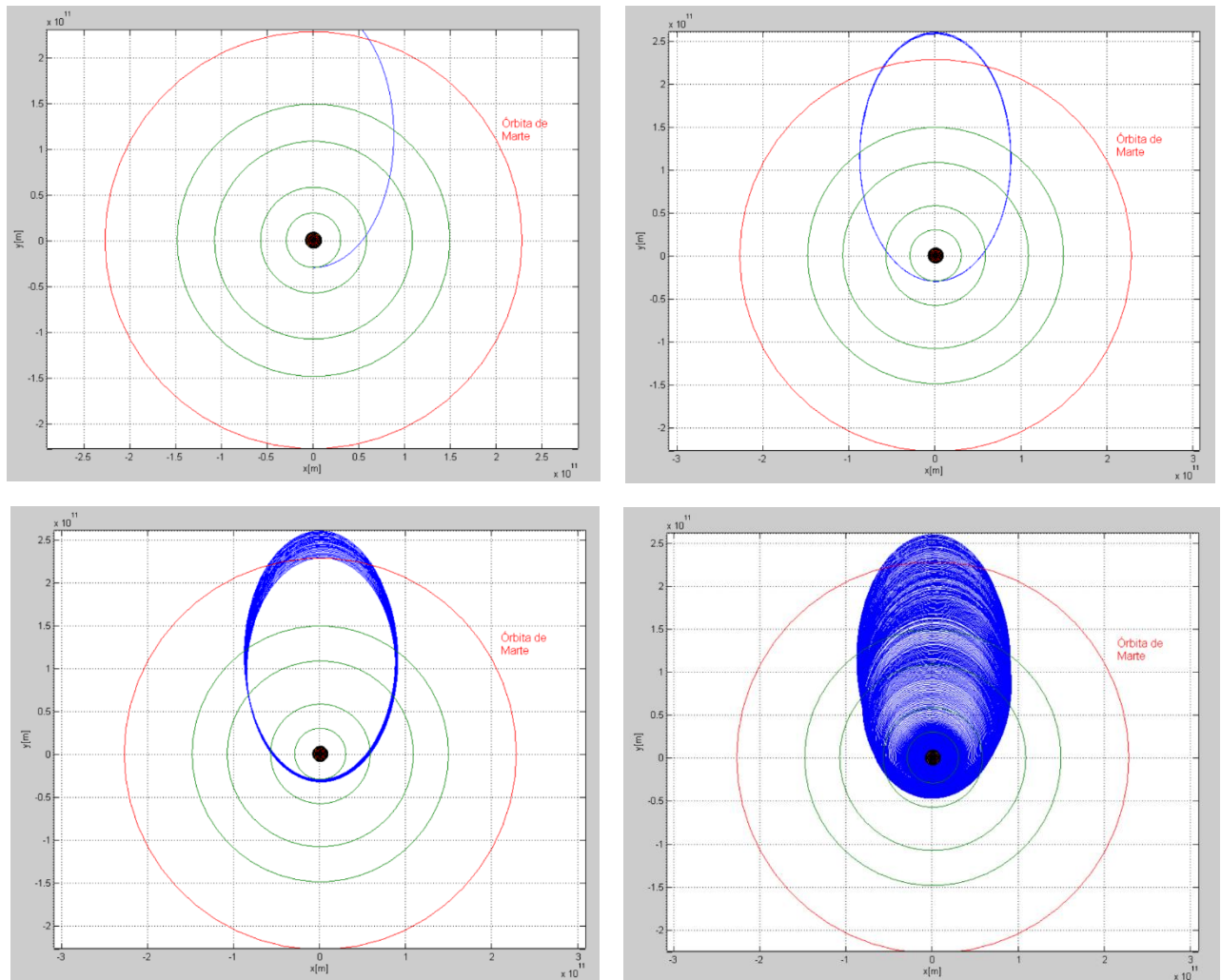


Figura 95. Evolución de la trayectoria del nuevo modelo dinámico de la sonda con un incremento en su masa (Matlab)

Como se puede observar en la [Figura 95](#) la sonda no consigue salir del sistema solar y ni tan solo llegar a la órbita de Júpiter, únicamente sobrepasa la órbita de Marte y vuelve a caer gravitacionalmente con una trayectoria cónica de una elipse repetidamente. A medida que se va integrando el sistema de ecuaciones con un mayor tiempo, se obtiene una función elíptica que va decreciendo hasta llegar a topar con el Sol. Por lo tanto se puede observar que con el paso del tiempo la sonda sería absorbida por la fuerza gravitacional que produce el Sol, a causa de su gran masa, y en consecuencia la deformación del Espacio-Tiempo que provocaría una caída progresiva de la sonda.

4.2.3.7.2 Simulación dinámica en la variación de las condiciones iniciales de la EDO

En la fase 2 se estudia el sistema de ecuaciones diferenciales que definen el movimiento de la sonda, donde se determinan las cuatro variables de posición y velocidad que determinan las condiciones iniciales (C.I.) de las EDOs para su resolución. Estas condiciones iniciales han sido determinadas en el apartado final de la fase 1, donde se calcula la posición y velocidad en las componentes $[x,y]$ a la llegada a la órbita de 0,2 UA.

Con el objetivo de determinar posibles problemas en la trayectoria de la sonda, se ha creado una suposición en los fallos de incrementos de velocidad. En el momento de hacer las maniobras de transferencias desarrolladas en la fase 1, se ha supuesto un tiempo de transición de una velocidad a la otra, superior al supuesto y provocando problemas en las cónicas de transferencia, desde la órbita terrestre a la llegada al Sol.

Suponiendo esta problemática de tiempos en los incrementos de velocidad, provocaría una elipse de llegada al sol con unas características de excentricidad y del eje menor diferentes y en consecuencia una llegada al Sol en una órbita y velocidad distinta a la teórica calculada y por lo tanto unas condiciones iniciales distintas que provocarían cambios en la solución del sistema de EDOs que define la dinámica de la sonda.

Para poder simular esta posibilidad del problema teórico anunciado, se ha supuesto una órbita de llegada de 0,15 UA y con una velocidad de 65000 m/s, por lo tanto unas condiciones iniciales distintas:

$$\begin{aligned}X &= 0 \\ \dot{x} &= 65 \text{ km/s} \\ Y &= -0,15 \text{ UA} = -22.35 \cdot 10^9 \text{ m} \\ \dot{y} &= 0\end{aligned}$$

Se han utilizado estas condiciones iniciales para poder resolver el sistema dinámico de la sonda y llamar a la función mediante Matlab para encontrar sus soluciones específicas y poder averiguar que cambios provocarían estas modificaciones iniciales.

Se ha procedido a integrar el sistema con un tiempo realtivo para ver cual sería la primera fase de la sonda donde apreciar la dirección, ángulo y velocidades. Esta primera fase de la sonda se puede observar simulada en la [Figura 96](#).

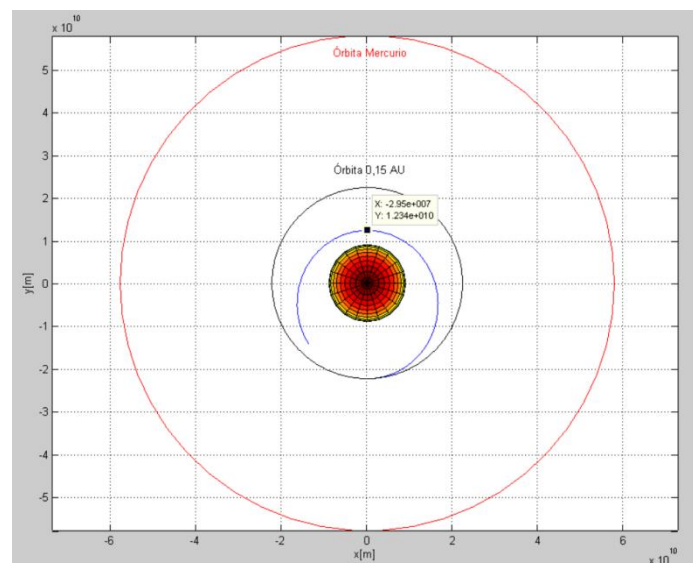


Figura 96. Trayectoria de la sonda con tendencia a acercarse al Sol (Matlab)

Primero de todo, se analiza objetivamente este suceso, y la primera problemática sería el acercamiento de 0,5 UA respecto el límite termico calculado en apartados anteriores.

Esto provocaría un aumento de temperatura muy considerable y en consecuencia una pérdida y eliminación de la sonda.

Analizando este problema desde una visión dinámica y matemática, para poder visualizar el recorrido que se generaría en esta primera fase desde la salida de 0,15 UA y con una V_x de 65 km/s.

Se puede observar que la sonda no consigue alejarse de su órbita inicial y directamente cae hacia una cónica de transferencia inferior y con un acercamiento en la periapsis muy cercano al Sol.

Para poder visualizar la dinámica en la [Figura 97](#) de la sonda con el transcurso del tiempo se ha integrado el sistema de EDOs con diferentes tiempos para visualizar el recorrido de la sonda hasta impactar con el Sol.

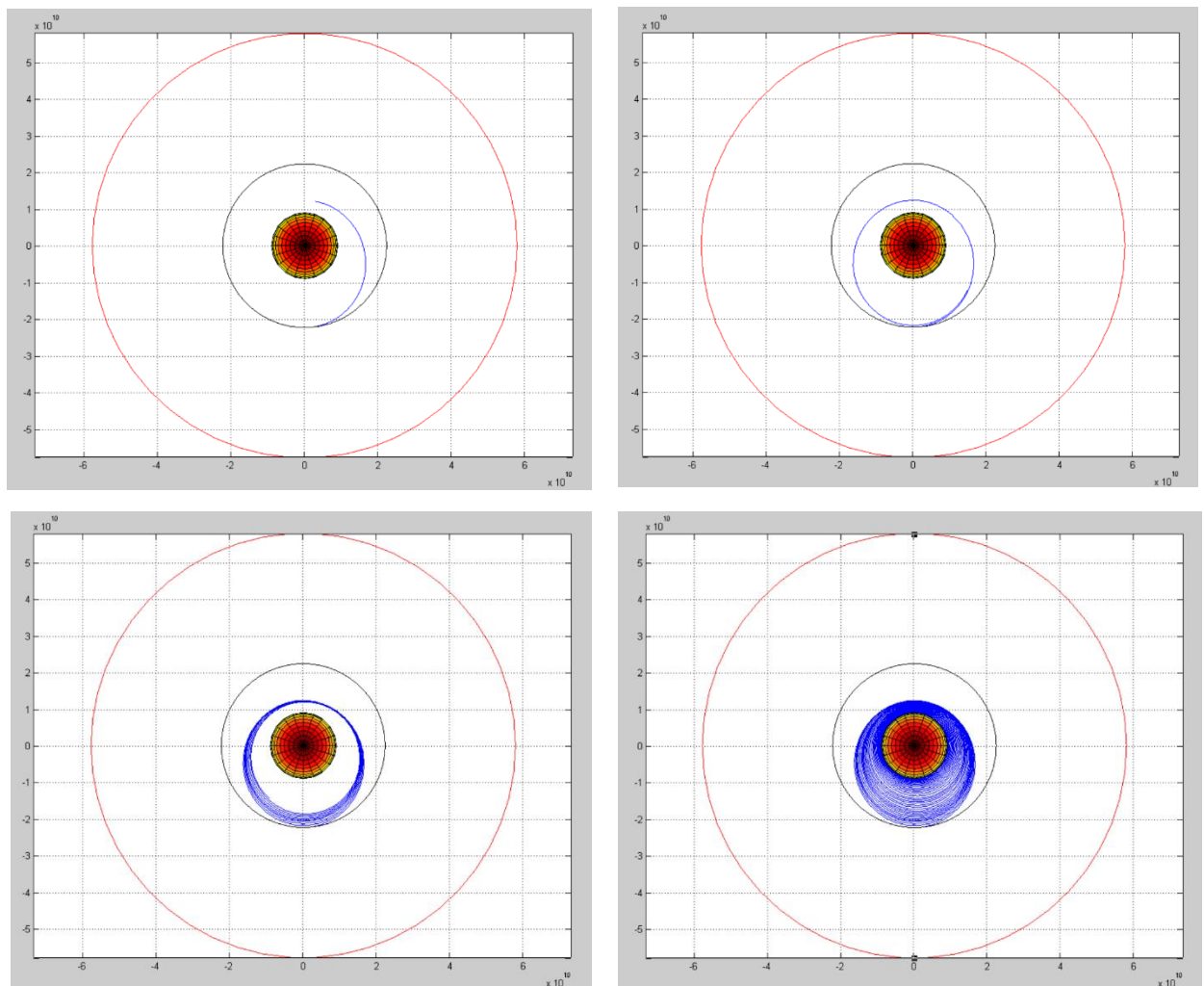


Figura 97. Evolución de la teórica trayectoria hasta un impacto con el Sol (Matlab)

4.2.3.7.3 Simulación dinámica en la variación del ángulo de incidencia de los fotones de luz

Como se ha estudiado en apartados anteriores la sonda viaja constantemente con una incidencia de los fotones de luz a la vela de $\alpha = 5^\circ$, es decir, casi perpendicular al rayo de luz con respecto la vela. En este apartado se han estudiado posibles cambios en el ángulo de incidencia a causa de fallos en los sistemas de orientación propios de la sonda y por lo tanto un cambio en su trayectoria.

En primer lugar se han supuesto errores en sus 4 giroscopios y por lo tanto una desorientación espacial. Se ha supuesto un primer caso en que el ángulo de incidencia es -10° y por lo tanto el sistema esta reorientado respecto el modelo ideal estudiado y con un cambio de velocidad de llegada a la órbita de 0,2 UA de 70 km/s en vez de 85,94 km/s por una mala maniobra de transferencia de Hohmann.

Suponiendo esta variación del ángulo, la fuerza resultante por la presión de radiación solar en las velas variaría, cambiaría la trayectoria de la sonda y su velocidad. Aplicando este cambio del ángulo, provocará modificaciones en las ecuaciones diferenciales que definen el movimiento de la sonda en la componente X, ya que la vela solar esta orientada justo al contrario.

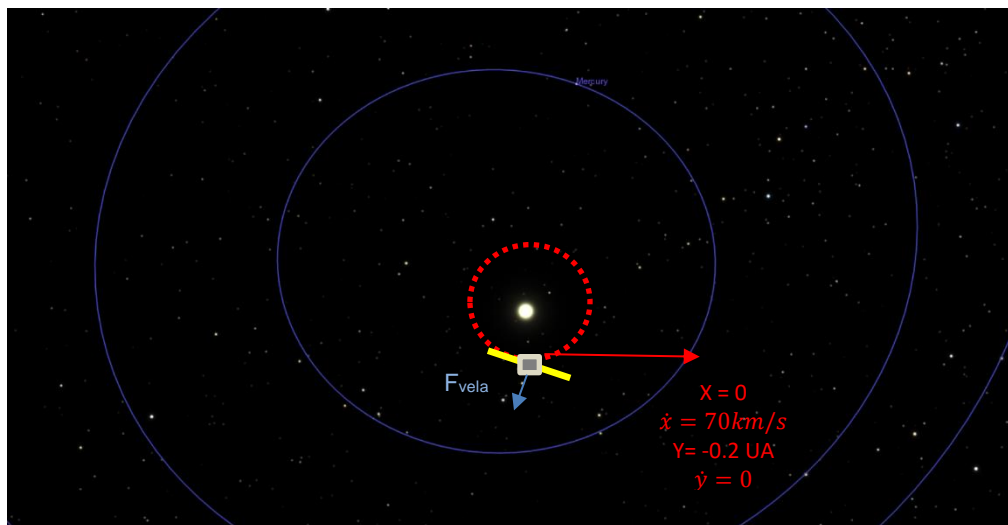


Figura 98. Esquema de las condiciones iniciales y orientación de la vela solar (Celestia)

Como se puede observar en la [Figura 98](#) la dinámica de la sonda será estudiada con variaciones en sus ángulos buscando una dirección de la fuerza resultante orientada en la dirección contraria a la llegada a 0,2 UA con V_x positiva.

Suponiendo la simulación del caso nombrado, la constante K de la ecuación (30.1) desarrollada en apartados anteriores depende del ángulo y variaría con respecto este valor, en las siguiente ecuaciones se simulan diferentes valores de K con diferentes ángulos de incidencia de la radiación solar en las velas. En el caso de K_0 , es el caso óptimo estudiado anteriormente como caso mas óptimo para el viaje diseñado.

$$k_0 = (1 + 0,98) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot (\cos 5)^2}{4\pi \cdot 3 \cdot 10^8} = 399,2559 \cdot 10^{21}$$

$$k_1 = (1 + 0,98) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot (\cos -10)^2}{4\pi \cdot 3 \cdot 10^8} = 390,1807 \cdot 10^{21}$$

$$k_2 = (1 + 0,98) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot (-25)^2}{4\pi \cdot 3 \cdot 10^8} = 330,4565 \cdot 10^{21}$$

$$k_3 = (1 + 0,98) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot (\cos -40)^2}{4\pi \cdot 3 \cdot 10^8} = 236,0863 \cdot 10^{21}$$

$$k_4 = (1 + 0,98) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot (\cos -55)^2}{4\pi \cdot 3 \cdot 10^8} = 132,3566 \cdot 10^{21}$$

$$k_5 = (1 + 0,98) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot (-65)^2}{4\pi \cdot 3 \cdot 10^8} = 71,85539 \cdot 10^{21}$$

$$k_6 = (1 + 0,98) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot (\cos -70)^2}{4\pi \cdot 3 \cdot 10^8} = 47,06155 \cdot 10^{21}$$

$$k_7 = (1 + 0,98) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot (-77)^2}{4\pi \cdot 3 \cdot 10^8} = 20,3582 \cdot 10^{21}$$

$$k_7 = (1 + 0,98) \cdot \frac{3,83 \cdot 10^{26} \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot (\cos -85)^2}{4\pi \cdot 3 \cdot 10^8} = 3,056011 \cdot 10^{21}$$

Por otra parte, también se modificara el sistema de EDOs ya que la componente de la fuerza X es negativa, donde quedaría la ecuación escrita de la siguiente forma en Matlab:

```
function dw=velasolar(t,w)
k=390.1807*10^21; % valores de K variables
m=301;
mu=1.32673*10^20;
x=w(1);
y=w(3);
vx=w(2);
vy=w(4);
dw=zeros(4,1);
dw(1) = vx;
dw(2) = (-mu-k/m)*x/((x^2+y^2)^(3/2));
dw(3) = vy;
dw(4) = (-mu+k/m)*y/((x^2+y^2)^(3/2));
end
```

COMANDO WINDOWS:

```
[T,W]=ode45(@velasolar,[0,1500000],
[0,70000,-29.8*10^9,0]);
plot(W(:,1),W(:,3))
hold on
r = 9*10^9;
[X,Y,Z] = sphere();
surf(X*r, Y*r, Z*r);
axis('equal');
```

Una vez supuestos unos ángulos de la vela solar con una variación de la constante K y la función en Matlab que define toda la dinámica de la sonda también modificada, se procede a integrar cada caso para poder visualizar sus trayectorias y variaciones que supondrá en el tiempo y velocidad de la sonda.

En la **Figura 99** se pueden apreciar todas las trayectorias con diferentes valores de K e integradas con el mismo tiempo. Como se puede apreciar la sonda que recorre más trayectoria con el mismo tiempo es la estudiada en K_0 donde la radiación solar impacta a 5° (trayectoria azul).

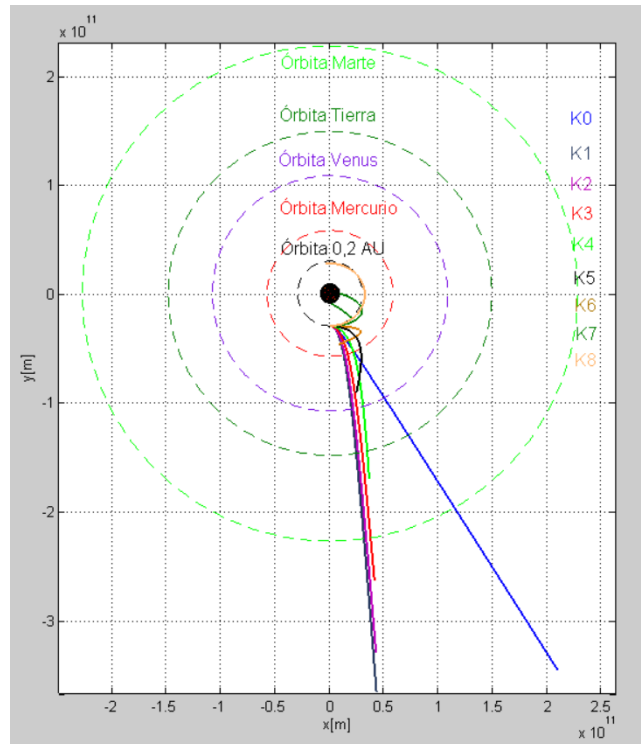


Figura 99. Análisis de las diferentes trayectorias cambiando ángulos de la vela (Matlab)

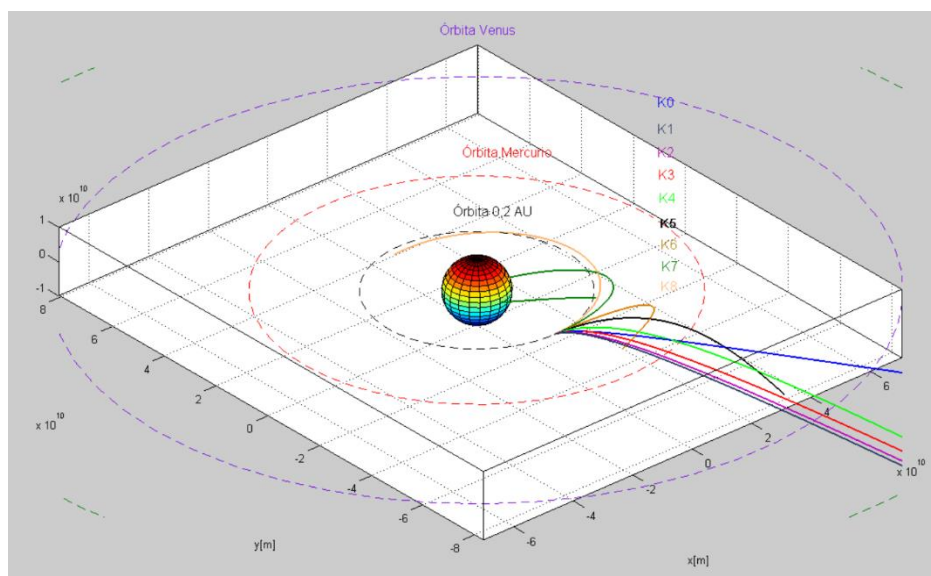


Figura 100. Análisis de las trayectorias en función del ángulo de la vela (vista perspectiva Matlab)

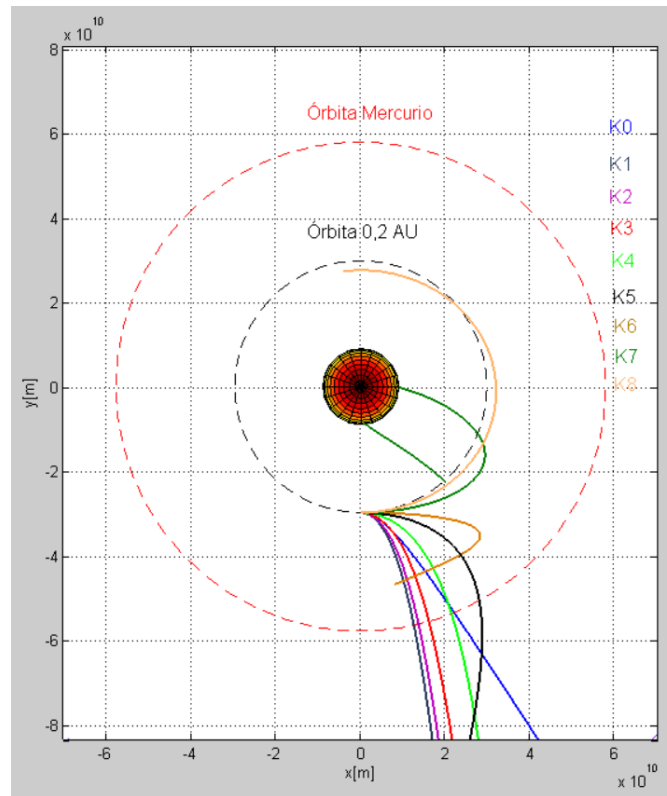


Figura 101. Detalle de las trayectorias con cambio de ángulo (Matlab)

En la [Figura 101](#) se puede observar en mas detalle el recorrido de la sonda con todos los valores de K calculados para distintos angulos de vela. Como se aprecia en las ecuaciones, el valor del ángulo pasa desde una incidencia de la radiación solar casi perpendicular a la vela hasta una casi paralela a la vela.

Se analiza que a medida que el ángulo aumenta la velocidad de la sonda disminuye y su trayectoria varia con respecto la fuerza resultante con el nuevo valor de K .

Por un lado, los valores donde el ángulo está comprendido entre 0° y 60° la sonda es eficiente y consigue una trayectoria lineal para poder escapar del sistema solar. Para estos ángulos las sondas que les corresponden son: K_0 , K_1 , K_2 , K_3 , K_4 . En estos casos de valores de K , estas sondas serían las únicas que aunque cambiase su velocidad conseguirían escapar de la gravedad del Sol. A medida que aumenta el ángulo pierdes fuerza de la vela y en consecuencia aceleración, por lo tanto, la vela más rápida sería K_0 y la mas lenta de las que escapan es K_4 .

Por otro lado, los valores comprendidos desde 55° hasta los 90° (vela paralela al fotón de luz incidente) la sonda no consigue una trayectoria que escape del sistema solar y corresponden a trayectorias elípticas y parabólicas, donde con el paso del tiempo, la sonda terminaría impactando con el Sol.

Como se puede ver en la [Figura 102](#) con mas detalle, se trata de la sonda con un ángulo de incidencia de 70° que corresponde al valor de K_6 .

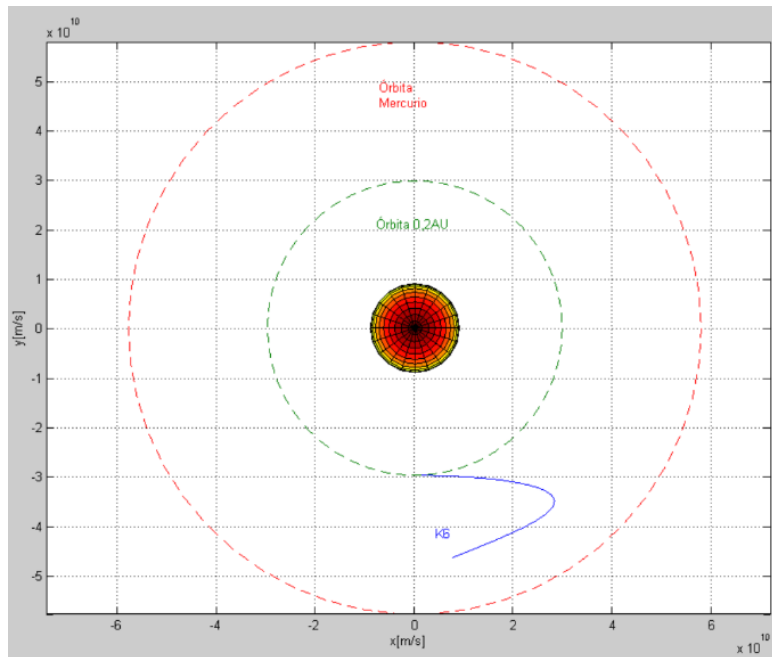


Figura 102. Trayectoria de la sonda con valor K6 (Matlab)

Como se observa en la figura anterior la sonda recorre una parte de su trayectoria en la dirección de la velocidad inicial de 70 km/s, a medida que pasa el tiempo hay un momento en que la sonda cambia su dirección y se dirige en sentido contrario. Esto es provocado a causa del ángulo de incidencia del fotón es a 70° y provoca una frenada en su velocidad inicial hasta llegar a cambiar su dirección y reanudar desde 0 una nueva velocidad con dirección opuesta.

Como se observa en la **Figura 103** se ha introducido un mayor tiempo de integración en el sistema para ver la evolución de la trayectoria de sonda con el valor de K6. En este caso la sonda muestra una trayectoria final definida estable donde se aleja del Sol progresivamente.

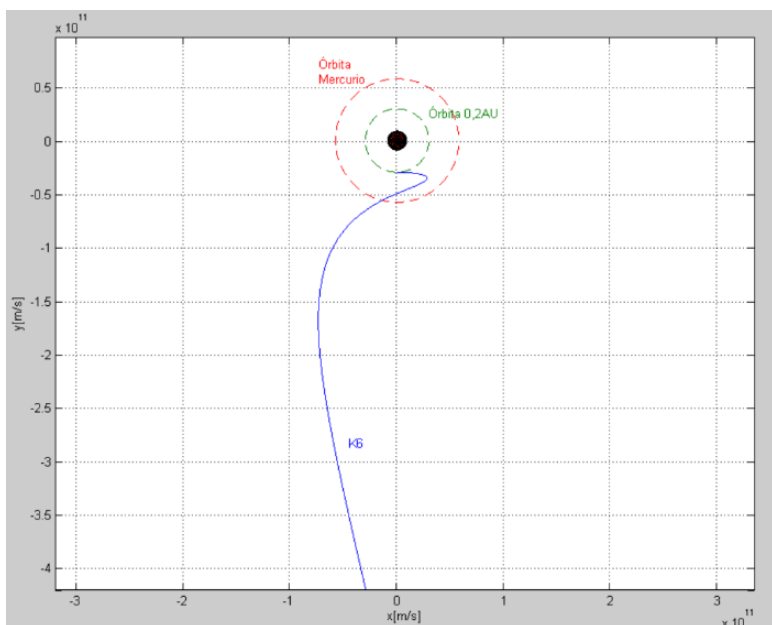


Figura 103. Trayectoria de la sonda con ángulo de vela de 70° (Matlab)

4.3 FASE 3

Una vez ha sido finalizada la Fase 2 del viaje interestelar tratando su dinámica y sus posibles problemas a nivel de mecánica orbital y astrodinámica, se procede a seguir con el viaje interestelar en la etapa donde se había quedado.

La sonda se encuentra en la órbita de Plutón viajando con un ángulo de $-57,69^\circ$ respecto al eje x con una velocidad terminal de 295,12 km/s y con sus velas solares plegadas para iniciar la Fase de viaje interestelar.

4.3.1 VIAJE DE LA SONDA A TRAVÉS DE LA ESTRUCTURA DEL SISTEMA SOLAR E INTERESTELAR MEDIO

La misión de este apartado es identificar las Fases y riesgos que asumirá la sonda al ir atravesando las distintas localizaciones de la estructura del Sistema solar y del Interestelar Medio hasta llegar a Alpha Centauri.

Alfa Centauri (también conocido como Rigil Kent) es el sistema estelar más cercano al Sol que está a unos 4,37 años luz (41,3 billones de km) de distancia.

4.3.1.1 Cinturón de Asteroides

Por un lado, después de salir de la órbita de Plutón la primera fase que encuentra la sonda es el Cinturón de Asteroides. Analizando la posibilidad de impacto con un asteroide no debería de tener problema alguno al atravesar el Cinturón ya que los asteroides están diseminados en un volumen tan grande que sería muy difícil atravesar el cinturón y encontrarse con uno de ellos sin pretenderlo.

4.3.1.2 Frente de Choque

La siguiente fase que pasaría la sonda sería la del frente de choque de terminación (*termination shock*), donde el problema que podría surgir en este punto que la sonda sería que no aguante estructuralmente o bien que la trayectoria esperada de la sonda variase a causa de los cambios de viento que se han detectado.

El límite externo del choque de terminación se denomina heliopausa, donde se entiende que empieza el viento o gas interestelar y finaliza el viento solar además del propio sistema solar. Entre el choque de terminación y la heliopausa existe una vasta y turbulenta extensión, conocida como heliofunda, donde se acumula el viento solar al presionar contra la materia interestelar.

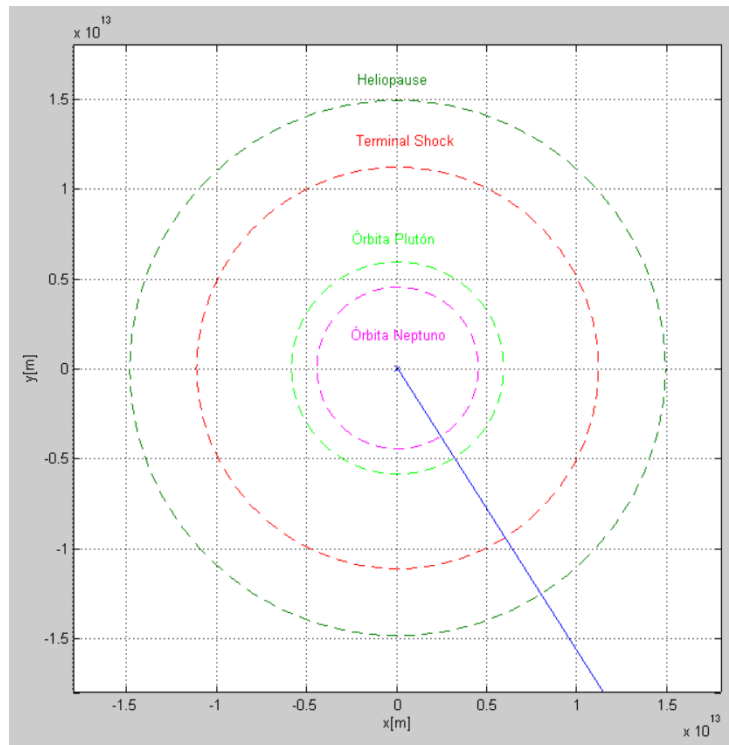


Figura 104. Representación de la trayectoria y las diferentes zonas que atraviesa a escala la sonda (Matalab)

4.3.1.3 Región de Hidrogeno caliente

Se deberá asegurar que la sonda no sufrirá daños que la dejen inutilizable y que nos e perderá la comunicación al atravesar la región de hidrógeno caliente (*Hidrogen Wall*).

Los procesos de intercambio de carga en la heliosfera exterior producen una acumulación caliente de gas de hidrógeno dentro de la heliosfera, formando un "muro de hidrógeno" entre la heliopausa y el arco de choque. El muro de hidrógeno heliosférico, dispersa fotones $Ly\alpha$ que pasan a través de él, produciendo una firma de absorción detectable en las observaciones de la emisión H y $Ly\alpha$ de las estrellas cercanas.

4.3.1.4 Arco de Choque

La sonda de velas solares podrá sufrir un cambio de trayectoria al atravesar el arco de choque (*Bow Shock*) a causa del cambio de velocidad del fluido envolvente.

El arco de choque se define como el lugar donde la velocidad de un fluido (en este caso el viento solar) reduce su velocidad desde "supersónica" hasta "subsónica" y en consecuencia posibles problemas de transmisión de información y dirección. Todas estas etapas son zonas inexploradas y no se tiene ninguna información verificada y por lo tanto es un análisis teórico del análisis de posibles problemas.

4.3.1.5 Disco Disperso

La sonda de velas solares muy improbablemente podría coincidir con algún cuerpo celeste de los presentes en el Disco Disperso dado que es un espacio muy extenso donde hasta la fecha únicamente se han descubierto unos 90 cuerpos celestes con órbitas comprendidas en este Disco.

4.3.1.6 Cinturón Kuiper

El peligro principal de la sonda será el choque con algún objeto presente en el Cinturón Kuiper. Esta zona, situada entre 30 y 100 UA, contiene objetos de dimensiones planetarias (planetas menores) y cometas. Ningún otro cuerpo del Sistema Solar experimenta transformaciones tan espectaculares como los cometas. Al igual que los planetas, los cometas se desplazan alrededor del sol describiendo una elipse. El punto más cercano al Sol marca su perihelio y el más alejado se llama afelio.

La Tierra no varía tanto en su órbita, pero la mayoría de los cometas tienen órbitas sumamente excéntricas, es decir, cuando un cometa se acerca al Sol, se puede acercar mucho, al grado de llegar a impactarse contra él. Y cuando un cometa se aleja del Sol, es capaz de llegar a los límites del Sistema Solar dejando a Plutón muy atrás.

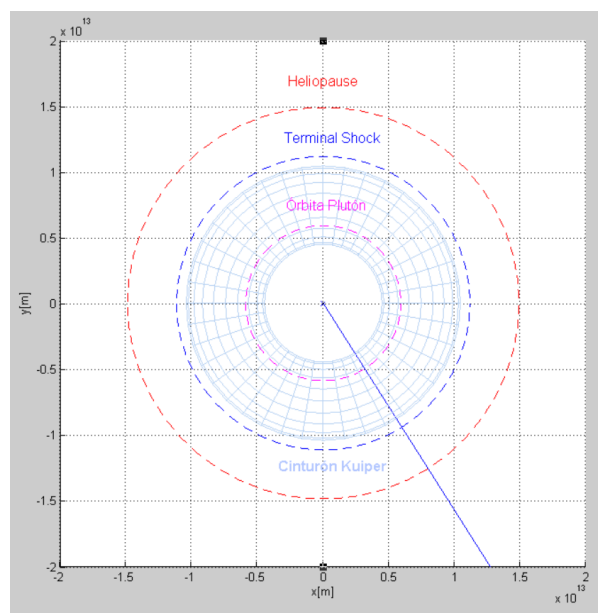


Figura 105. Cinturón de Kuiper y trayectoria de la sonda (Matalab)

La velocidad de los cometas depende de su distancia al Sol. Cuando están en el afelio se mueven despacio (por ejemplo: a 60 km/h) pero cuando están próximos al perihelio, el campo gravitacional del Sol los acelera y algunos alcanzan velocidades de hasta 600000 km/h (166,6 km/s).

Además de los cambios dramáticos en su velocidad, el acercamiento al sol provoca una metamorfosis asombrosa en su aspecto. En el afelio, el cometa tiene un aspecto

discreto. Pudiera confundirse con un pequeño y oscuro asteroide. Su forma es irregular (como una patata) y el rango de tamaños es muy variable (desde 0,5 a 300 Km). Aquí, el Sol pasa desapercibido como una estrella más de la Vía Láctea. Sus rayos llegan tan dispersos que aún a mediodía la noche domina sobre el paisaje cometario. Hace mucho frío (aquí no hay veranos) y la temperatura en la superficie es menor de 200°C bajo cero, aún a la luz del Sol. El panorama es de una oscura superficie manchada sutilmente por escarchas. No hay atmósfera. El suelo es frágil. Abajo hay una corteza de hielo y polvo débilmente unida. Situándose en el núcleo cometario, se puede observar que la superficie de este núcleo está herida por fracturas penetrantes, resultado de sus últimas visitas a aquella lejana y aparentemente inofensiva estrella suspendida. El agua y gases congelados permanecerán sepultados hasta que el calor del Sol los despierte nuevamente.

Para evaluar el peligro se procede al cálculo aproximado de la probabilidad de choque. Vamos a considerar el peor escenario que se corresponde con el de máxima densidad de cometas en la región del Cinturón de Kuiper.

Parámetro	Valor
Inicio cinturón	30 UA
Final cinturón	100 UA
Nº Cometas nube	10^6
Radio medio cometa (r_c)	80 [m]

Tabla 6: Resumen datos Cinturón de Kuiper para los cálculos

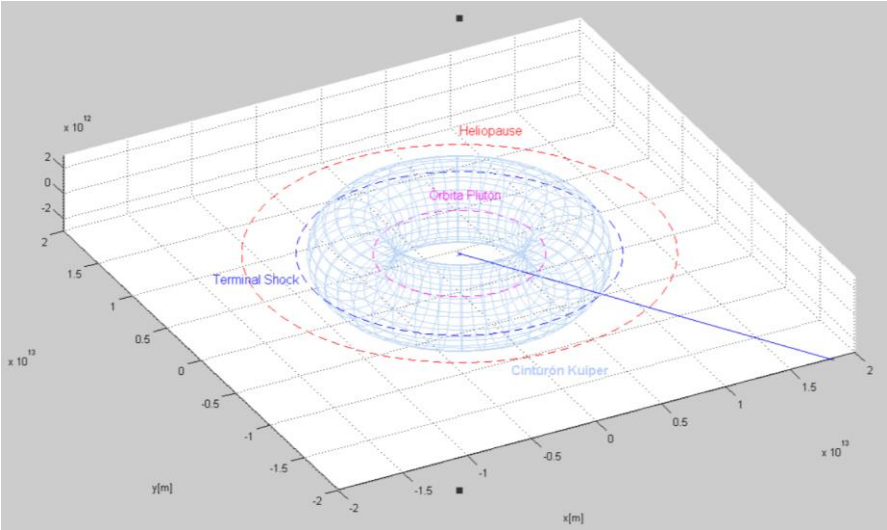


Figura 106. Representación del Cinturón de Kuiper con la trayectoria de la sonda (Matlab)

Cálculo de la probabilidad de encuentro con un cometa al entrar en el cinturón en el instante inicial

Cálculo del volumen del cometa:

$$V_{cometa} = \frac{4}{3}\pi r_c^3 = \frac{4}{3}\pi(80)^3 = 2,14 \cdot 10^6 \text{ m}^3$$

Cálculo del volumen del cinturón (toroide):

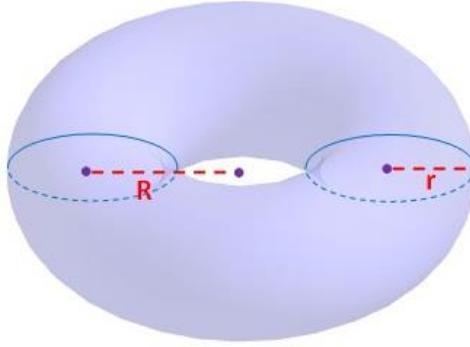


Figura 107. Esquema para el cálculo volumen toroide. Fuente: Universoformulas.

$$V_{nube} = 2\pi^2 R r^2 \text{ [m}^3\text{]}$$

$R \equiv$ Radio círculo mayor

$r \equiv$ Radio círculo menor

$$R = 65 \text{ UA} = 9,724 \cdot 10^{12} \text{ m}$$

$$r = 35 \text{ UA} = 5,215 \cdot 10^{12} \text{ m}$$

$$V_{nube} = 2\pi^2 R r^2 = 2\pi^2 \cdot 9,724 \cdot 10^{12} (5,215 \cdot 10^{12})^2 = 5,22 \cdot 10^{39} \text{ m}^3$$

Se supone una distribución homogénea de los cometas en la región. No se consideran los efectos gravitatorios que un cometa (campo gravitatorio pequeño) podría producir sobre la sonda.

Cálculo de la probabilidad de impacto con un cometa al entrar en el instante inicial en el Cinturón de Kuiper:

$$P_{impacto} = \frac{N^o \text{ de casos posibles (choque con algún cometa)}}{N^o \text{ total de casos (dimensiones del cinturón)}} = \frac{N^o \text{ Cometas} \cdot V_{cometa}}{V_{nube}}$$

$$P_{impacto} = \frac{10^6 \cdot 2,14 \cdot 10^6}{5,22 \cdot 10^{39}} = 4,1 \cdot 10^{-28} \approx 0$$

Como se observa en el cálculo anterior, la probabilidad de impactar en el instante inicial justo en la periferia al entrar en el cinturón es prácticamente cero.

Cálculo de la probabilidad de encuentro con un asteroide durante el viaje en su interior

Para considerar las colisiones entre sonda y asteroide se van a tratar los cometas como esferas rígidas caracterizadas por un cierto diámetro (d). Se va a estudiar el caso como una mezcla entre partículas ocupando un volumen V , formada por N_1 (sonda de velas solares), con masa m_1 , y diámetro d_1 y N_2 asteroides de tipo 2, con masa m_2 , y diámetro d_2 . Además, vamos a simplificar el estudio suponiendo que todos los cuerpos se mueven con un módulo de la velocidad igual a la velocidad media. Se ha diseñado un escenario simplificado según los datos de cantidad de cometas, velocidad, posición... conocidas hasta el momento.

Primero de todo, se ha calculado la colisión tipo 1 (sonda) con las de tipo 2 (asteroides). Para ello, en lugar de tratar de resolver el problema con movimiento de los dos cuerpos, se considera las de tipo 2 en reposo, mientras que la de tipo 1 se moverá con una velocidad igual a la velocidad relativa media. Esta estrategia permite describir el problema tal y como aparece representado en la siguiente figura con un modelo probabilístico simplificado.

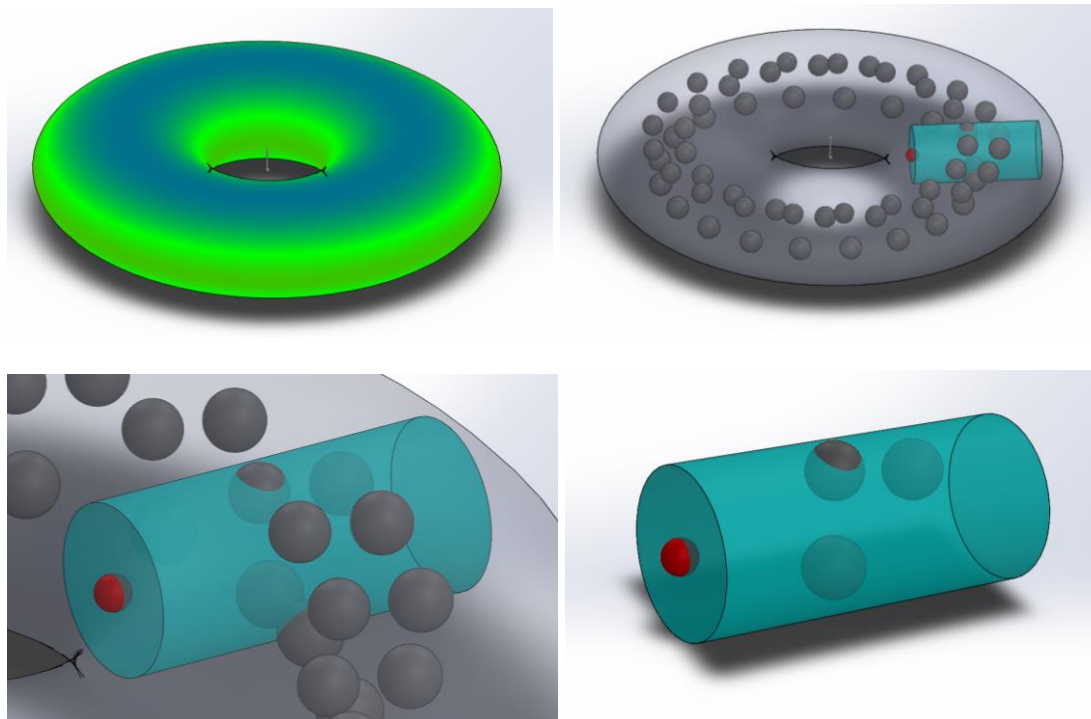


Figura 108. Escenario simplificado de la sonda entrando en el cinturón de Kuiper (SolidWorks).

Como se puede observar en la figura anterior, se hace la suposición del estudio dinámico de los asteroides orbitando respecto al Sol y con una velocidad orbital media:

$$V_{asteroides} = V_2 = \sqrt{\frac{G \cdot M_{Sol}}{R}} = \sqrt{\frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,9891 \cdot 10^{30}}{(20 \cdot 1,496 \cdot 10^{11})}} = 4,59 \text{ km/s}$$

La sonda entra en el cinturón con una velocidad V_1 de 295,118 km/s. Así, la colisión promedio 1-2 tiene lugar entre los cuerpos con velocidades perpendiculares. En ese caso, la velocidad relativa media se puede obtener muy fácilmente:

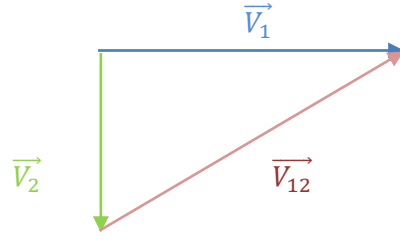


Figura 109. Diagrama de velocidades. Fuente Propia.

$$V_{12}^2 = V_1^2 + V_2^2$$

$$V_{12} = \sqrt{V_1^2 + V_2^2} = \sqrt{4,59^2 + 295,118^2} = 295,15 \text{ km/s}$$

En un tiempo infinitesimal dT el cuerpo 1 recorrerá una distancia dI y chocará con todos aquellos asteroides de tipo 2 que se encuentren a una distancia menor de la suma de los radios en cualquier momento de la trayectoria descrita por la 1. Es decir, la sonda tipo 1 puede colisionar con cualquier cuerpo de tipo 2 cuyo centro se encuentre en el interior de un cilindro de altura igual a $dt \cdot V_{12}$ y base con área igual a $\pi \cdot \left(\frac{d_1+d_2}{2}\right)^2$.

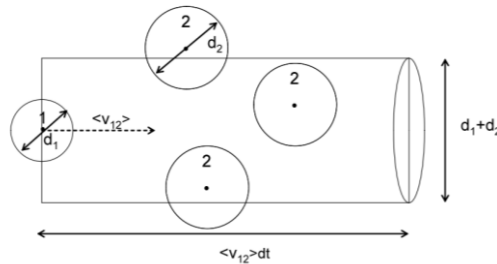


Figura 110. Escenario simplificado de la sonda entrando en el cinturón de Kuiper (Esquema modelado con Adobe Illustrator).

El número de asteroides de tipo 2 que cumplen esta condición es:

$$V_{cil} \cdot \frac{N_2}{V} = \pi \cdot \left(\frac{d_1 + d_2}{2}\right)^2 \cdot V_{12} dT \cdot \frac{N_2}{V}$$

Con este resultado se procede a calcular el número de colisiones que sufre el cuerpo sonda de tipo 1 con los asteroides de tipo 2 por unidad de tiempo, o frecuencia de colisión Z_{12} como:

$$Z_{12} = \pi \cdot \left(\frac{d_1 + d_2}{2}\right)^2 \cdot V_{12} \cdot \frac{N_2}{V} \rightarrow [m^2] \cdot \left[\frac{m}{s}\right] \cdot \left[\frac{1}{m^3}\right] = \left[\frac{1}{s}\right] = [s^{-1}] = [Hz]$$

Con la frecuencia de colisión deducida sobre la interacción entre sonda y asteroides se procede a estudiar diferentes frecuencias dependiendo de los datos obtenidos:

Se ha supuesto que de unos 10^6 asteroides que orbitan dentro del cinturón de Kuiper un cierto porcentaje equivale a diferentes medidas. Con el objetivo de realizar un cálculo lo más aproximado posible a la realidad y con el objetivo de ver qué probabilidad hay de impacto con la sonda estudiada se han supuesto los siguientes casos:

Número de asteroides cinturón de Kuiper	% de asteroides del cinturón de Kuiper	Diámetro [m]	Número de asteroides
10^6	80	50	800000
10^6	15	100000	150000
10^6	4,5	500000	45000
10^6	0,5	1500000	5000

Tabla 7: Comparación asteroides por tamaño. Fuente: (Lang,2003)

Con los datos de la tabla se han calculado las frecuencias de colisión en cada caso, para obtener una frecuencia de colisión independiente respecto sus diámetros y cantidad de asteroides. Aplicando la ecuación anterior:

$$Z_A = \pi \cdot \left(\frac{10 + 50}{2} \right)^2 \cdot 195153 \cdot \frac{800000}{5,22 \cdot 10^{39}} = 8,46 \cdot 10^{-26} s^{-1}$$

$$Z_B = \pi \cdot \left(\frac{10 + 100000}{2} \right)^2 \cdot 195153 \cdot \frac{150000}{5,22 \cdot 10^{39}} = 4,41 \cdot 10^{-20} s^{-1}$$

$$Z_C = \pi \cdot \left(\frac{10 + 500000}{2} \right)^2 \cdot 195153 \cdot \frac{45000}{5,22 \cdot 10^{39}} = 3,30 \cdot 10^{-19} s^{-1}$$

$$Z_D = \pi \cdot \left(\frac{10 + 1500000}{2} \right)^2 \cdot 195153 \cdot \frac{5000}{5,22 \cdot 10^{39}} = 3,30 \cdot 10^{-19} s^{-1}$$

Una vez obtenidas las frecuencias de colisión en los diferentes casos de asteroides se procede a calcular la probabilidad en el transcurso del viaje en el interior del cinturón.

$$P_{(colisión\ 1)} = Z_A \cdot dT = Z_A \cdot (t_f - t_i)$$

El tiempo que transcurre la sonda en Kuiper es:

$$t = \frac{E}{V} = \frac{70\ UA}{295,118\ km/s} = \frac{1,0472 \cdot 10^{10}\ km}{295,118\ km/s} = 3,55 \cdot 10^7\ s$$

Con el tiempo total en segundos, que corresponde a 411 días viajando dentro del cinturón se obtienen las probabilidades:

$$\begin{aligned} P_{(colisión\ A)} &= P_{(A)} = Z_A \cdot dT = 8,46 \cdot 10^{-26} \cdot (3,55 \cdot 10^7 - 0) = 3,0 \cdot 10^{-17} \\ P_{(colisión\ B)} &= P_{(B)} = Z_B \cdot dT = 4,41 \cdot 10^{-20} \cdot (3,55 \cdot 10^7 - 0) = 1,56 \cdot 10^{-12} \\ P_{(colisión\ C)} &= P_{(C)} = Z_C \cdot dT = 3,30 \cdot 10^{-19} \cdot (3,55 \cdot 10^7 - 0) = 1,17 \cdot 10^{-11} \\ P_{(colisión\ D)} &= P_{(D)} = Z_D \cdot dT = 3,30 \cdot 10^{-19} \cdot (3,55 \cdot 10^7 - 0) = 1,17 \cdot 10^{-11} \end{aligned}$$

Para poder calcular la probabilidad total de que el suceso de impacto de la sonda con un asteroide suceda se deben sumar sus probabilidades:

$$\begin{aligned} P_{(colisión\ total)} &= P_{(T)} = P_{(A)} + P_{(B)} + P_{(C)} + P_{(D)} \\ P_{(T)} &= 3,0 \cdot 10^{-17} + 1,56 \cdot 10^{-12} + 1,17 \cdot 10^{-11} + 1,17 \cdot 10^{-11} \\ P_{(T)} &= 2,49 \cdot 10^{-11} = \frac{1}{40\ 160\ 642\ 570} = \frac{1}{40\ mil\ millones} \end{aligned}$$

Como se puede observar en el resultado anterior, la probabilidad de colisionar con un asteroide durante el viaje en el interior del cinturón de Kuiper es de $P_{(T)} = 2,49 \cdot 10^{-11}$, es decir, una probabilidad muy baja, de una entre 40 mil millones (millardos).

4.3.1.7 La nube de Oort

Una vez la sonda llega a la nube de Oort el peligro principal será el choque con algún objeto presente en la nube. Oort está constituida por una distribución dispersa de cometas alrededor del Sol que vagan en órbitas lejanas, a distancias que van desde 20.000 hasta 100.000 UA (Unidades astronómicas). Su cantidad es numerosa: se estima una población de 10^{14} cometas, sin embargo, la distancia promedio entre uno y otro se supone que es de unas 20 UA (Aproximadamente la distancia entre la Tierra y Urano).

Para dimensionar el peligro de colisión se procede al cálculo aproximado de probabilidad de choque. Se considera el peor escenario que corresponde con la máxima densidad de cometas en el mínimo volumen de la nube de Oort.

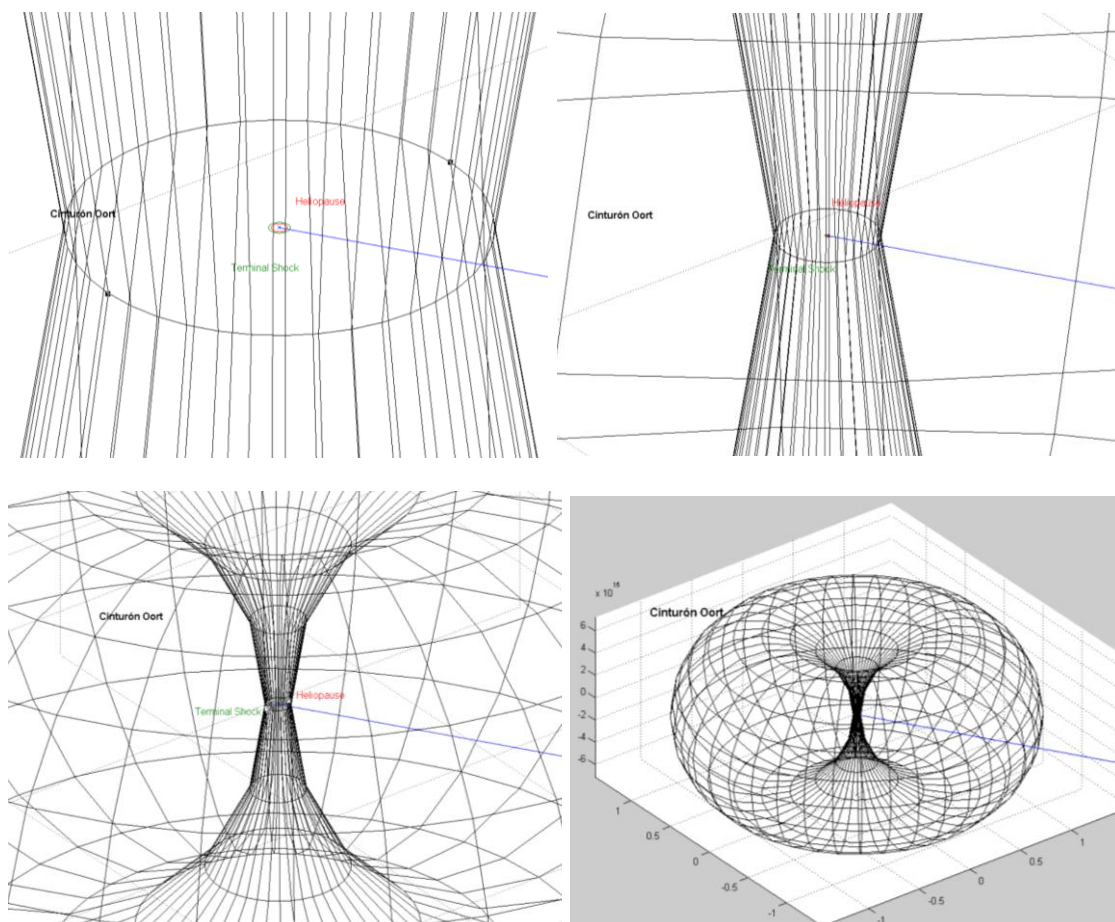


Figura 111. Representación de la trayectoria de la sonda a escala dimensional con el Cinturón de asteroides de Oort (Matlab)

Cálculo de la probabilidad de encuentro con un asteroide al entrar en el cinturón en el instante inicial

Parámetro	Valor
Inicio nube	2000 UA
Final nube	50000 UA
Nº Cometas nube	10^{14}
Radio máximo cometa (r_c)	10^4 m

Tabla 8: Resumen datos Nube de Oort para los cálculos

Cálculo del volumen del cometa:

$$V_{cometa} = \frac{4}{3}\pi r_c^3 = \frac{4}{3}\pi(10^4)^3 = 4,19 \cdot 10^{12} \text{ m}^3$$

Cálculo del volumen de la nube (toroide):

$$V_{nube} = 2\pi^2 R r^2 \text{ [m}^3\text{]}$$

$R \equiv \text{Radio círculo mayor}$
 $r \equiv \text{Radio círculo menor}$
 $R = 26000 \text{ UA} = 3,89 \cdot 10^{15} \text{ m}$
 $r = 24000 \text{ UA} = 3,59 \cdot 10^{15} \text{ m}$

$$V_{nube} = 2\pi^2 R r^2 = 2\pi^2 \cdot 3,98 \cdot 10^{15} (3,59 \cdot 10^{15})^2 = 1,01 \cdot 10^{48} \text{ m}^3$$

Cálculo de la probabilidad de impacto con un asteroide al entrar en el instante $t=0$ en el Cinturón de Oort:

$$P_{impacto} = \frac{N^{\circ}Cometas \cdot V_{cometa}}{V_{nube}} = \frac{10^{14} \cdot 4,18879 \cdot 10^{12}}{1,012516 \cdot 10^{48}} = 4,14 \cdot 10^{-22}$$

Cálculo de la probabilidad de encuentro con un asteroide durante el viaje en su interior

Para poder analizar matemáticamente la probabilidad de encuentro con un asteroide igual que se ha realizado en el apartado anterior sobre el cinturón de Kuiper se necesitan algunos datos de los posibles objetos. A consecuencia de que no se ha podido llegar ni observar con claridad a esa región, solo se tiene actualmente una información muy limitada en este apartado de las características de tales asteroides y cometas.

Para poder realizar el cálculo se supone una cantidad aproximada de 10^{14} asteroides orbitando dentro de la inmensa Nube de Oort bajo la hipótesis de encontrarse en la situación peor de un radio máximo para cada cometa de 10^4 m y suponiendo que se encuentran orbitando a una velocidad muy baja, prácticamente nula respecto la que viaja la sonda a causa de la lejanía respecto sus estrellas más cercanas.

Aplicando la ecuación deducida en el apartado anterior sobre la frecuencia de impacto, se obtiene que la frecuencia de colisión en este caso simulado es:

$$Z_E = \pi \cdot \left(\frac{d_1 + d_2}{2} \right)^2 \cdot V_{12} \cdot \frac{N_2}{V}$$

$$Z_E = \pi \cdot \left(\frac{10 + 10^4}{2} \right)^2 \cdot 195153 \cdot \frac{10^{14}}{1.012516 \cdot 10^{48}} = 1.5168 \cdot 10^{-21} \text{ s}^{-1}$$

Suponiendo que la sonda consigue cruzar la Nube de Oort el tiempo que necesita emplear para cruzar 48 000 UA corresponde:

$$t = \frac{E}{V} = \frac{48000 \text{ UA}}{295.118 \text{ km/s}} = \frac{7.1808 \cdot 10^{12} \text{ km}}{295.118 \text{ km/s}} = 2.4332 \cdot 10^{10} \text{ s}$$

Como se puede observar, el tiempo necesario para que la sonda consiga cruzar la Nube se trata de más de mil millones de segundos (10^9) que eso significa 771,5 años viajando y por lo tanto un dato complicado de creer para que la sonda pueda sobrevivir en otras temáticos que no sean los asteroides, como fatiga de materiales, etc.

Una vez el tiempo requerido ha sido calculado, se procede a cuantificar que probabilidad hay de impacto en este tiempo, suponiendo el modelo simplificado que se ha estudiado en este caso. Donde la probabilidad de colisión es:

$$P_{(colisión\ E)} = P_{(E)} = Z_E \cdot dT = Z_E \cdot (t_f - t_i)$$

$$P_{(E)} = Z_D \cdot dT = 1,5168 \cdot 10^{-21} \cdot (2,4332 \cdot 10^{10} - 0) = 3,691 \cdot 10^{-11}$$

$$P_{(E)} = 3,691 \cdot 10^{-11} = \frac{1}{27,1 \cdot 10^9} = \frac{1}{27 \text{ mil millones}}$$

Como se puede observar, la probabilidad de impacto de la sonda con un asteroide es muy baja ya que es, una entre 27 mil millones.

4.3.1.8 Alpha Centauri

Como se ha estudiado en el apartado anterior, la sonda sobrepasa la nube de Oort y se encuentra con la incertidumbre del que hay más allá. Según astrónomos y centros de observación esta Nube es la última fase del medio estelar antes de llegar al destino propuesto, Alpha Centauri. Por lo tanto la sonda se encontraría viajando a 295,118 km/s hasta alcanzar su llegada a la estrella.

Como se puede observar en la siguiente figura modelada con Matlab la sonda sobrepasaría la nube y se dirigiría hacia la estrella seleccionada Alpha Centauri.

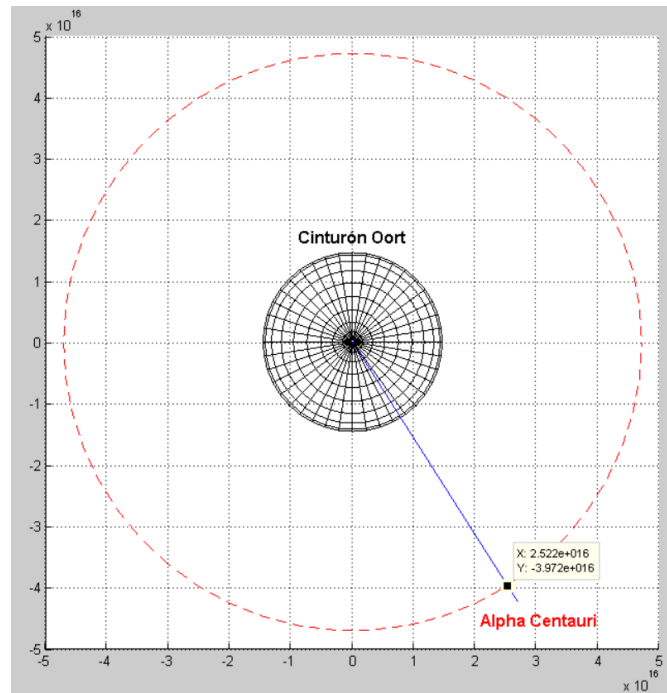


Figura 112. Representación localización a escala Alpha Centauri (Matlab)

4.4 LA PROBLEMÁTICA DE LA DURACIÓN TEMPORAL DEL VIAJE

Una vez han sido analizadas todas las fases que experimenta la sonda durante todo su viaje, se procede en este apartado a introducirse en la temática del tiempo y duración aproximada de cada etapa y zonas que va recorriendo la sonda.

En apartados anteriores se han tratado tiempos de transiciones y maniobras orbitales específicos para cada etapa, sin embargo ahora se tratará el tiempo y su problemática desde un punto de vista amplio sin entrar en tiempos precisos.

Primero de todo, contabilizando el tiempo de viaje a partir de la llegada a la órbita del límite térmico de 0,2 UA donde $t_0 = 0$, la sonda abre sus velas solares para empezar su viaje. Realizando un cálculo aproximado simple del tiempo hasta que ha alcanzado la velocidad final de 295,118 km/s en la llegada a la órbita de Plutón han transcurrido:

$$dT = \frac{dE}{dV} = \frac{(E_f - E_i)}{(V_f - V_i)} = \frac{(5,9151 \cdot 10^9 \text{ km} - 29,92 \cdot 10^6 \text{ km})}{(295,118 \text{ km/s} - 85,94 \text{ km/s})} = 29,1348 \cdot 10^6 \text{ s}$$

$$dT = 29,1348 \cdot 10^6 \text{ s} = 325,6 \text{ días} = 0,892 \text{ años}$$

Como se puede observar en el cálculo anterior la sonda llega a la órbita de Plutón 325 días después de abrir sus velas, donde ha alcanzado su máxima velocidad y la sonda realiza la maniobra de plegar velas e inicia su largo viaje por las diferentes etapas que va pasando. La órbita de Plutón ya forma parte del cinturón de Kuiper.

La sonda viaja dentro del Cinturón de Kuiper durante 70 UA en un tiempo:

$$dT = \frac{dE}{dV} = \frac{70 \text{ UA}}{295,118 \text{ km/s}} = \frac{1,047 \cdot 10^{10} \text{ km}}{295,118 \text{ km/s}} = 3,55 \cdot 10^7 \text{ s}$$

$$dT = 3,55 \cdot 10^7 s = 410,7 \text{ días}$$

La sonda viaja en el interior del cinturón de Kuiper durante 411 días y desde la apertura de las velas solares a 0,2 UA han transcurrido 657,4 días en total. La sonda se encuentra situada a 100 UA al salir del cinturón respecto del Sol, es decir, 100 veces la distancia de la Tierra al Sol. Durante el cruce por el cinturón de Kuiper la sonda ha traspasado el Frente de Choque (Terminal Shock) situada entre 75 y 90 UA.

Una vez pasado el cinturón, la sonda se dirige a la Heliopausa situada a 121 UA respecto del Sol. La sonda tarda en llegar al inicio de esta nueva estructura del espacio:

$$dT = \frac{dE}{dV} = \frac{21 \text{ AU}}{295,118 \text{ km/s}} = \frac{3,14 \cdot 10^9 \text{ km}}{295,118 \text{ km/s}} = 1,06 \cdot 10^7 s$$

$$dT = 1,06 \cdot 10^7 s = 123,2 \text{ días}$$

Como se observa, la sonda tarda en llegar 123,2 días desde la salida del cinturón de Kuiper hasta la llegada a la Heliopausa, donde lleva acumulado un tiempo total desde la apertura de velas solares de 780,6 días.

La siguiente estructura del espacio que cruzaría la sonda, sería el arco de choque o Bow Shock situado a 230 UA. Donde la sonda llegaría después de la salida de la Heliopausa con un tiempo:

$$dT = \frac{dE}{dV} = \frac{109 \text{ UA}}{295,118 \text{ km/s}} = \frac{1,63 \cdot 10^{10} \text{ km}}{295,118 \text{ km/s}} = 5,53 \cdot 10^7 s$$

$$dT = 5,53 \cdot 10^7 s = 639,5 \text{ días} = 1,8 \text{ años}$$

La sonda llegaría al Arco de Choque 1,8 años después de la salida de la Heliopausa, donde su siguiente etapa del trayecto correspondería a la llegada a la Nube de Oort situada a 2000 UA. Este tiempo de transición la sonda estaría viajando durante unos años

$$dT = \frac{dE}{dV} = \frac{1770 \text{ UA}}{295,118 \text{ km/s}} = \frac{2,65 \cdot 10^{11} \text{ km}}{295,118 \text{ km/s}} = 8,97 \cdot 10^8 s$$

$$dT = 8,97 \cdot 10^8 s = 10384,7 \text{ días} = 28,5 \text{ años}$$

Desde la última capa del Arco de Choque hasta el inicio de la Nube de Oort la sonda tardaría 28,5 años en llegar. Acumulando un tiempo total desde la abertura de velas a 0,2 UA del Sol de 32,3 años de viaje. Una vez la sonda ha entrado en la nube, debe recorrer 48.000 UA en su interior para poder salir de ella y así dirigirse hacia Alpha Centauri.

El tiempo que debe estar la sonda en su interior corresponde a:

$$dT = \frac{dE}{dV} = \frac{48000 \text{ UA}}{295,118 \text{ km/s}} = \frac{7,1808 \cdot 10^{12} \text{ km}}{295,118 \text{ km/s}} = 2,43 \cdot 10^{10} s$$

$$dT = 2,43 \cdot 10^{10} s = 281620 \text{ días} = 771,6 \text{ años}$$

En la salida de la nube de Oort la sonda habría acumulado un total de 803 años desde su inicio cerca del Sol.

La última fase del viaje corresponde a la llegada a Alpha Centauri, donde no se ha encontrado nada hasta el momento, y por lo tanto, la sonda no pasaría ninguna otra estructura del espacio. La sonda llegaría a su destino situado a 4,37 años luz (41,3 billones de kilómetros o $2,77 \cdot 10^5$ UA) después de la salida de la Nube de Oort en un tiempo:

$$dT = \frac{dE}{dV} = \frac{2,77 \cdot 10^5 \text{ UA} - 50\,000 \text{ UA}}{295,118} = \frac{227\,000 \text{ UA}}{295,118 \text{ km/s}} = \frac{3,39 \cdot 10^{13} \text{ km}}{295,118 \text{ km/s}} = 1,15 \cdot 10^{11} \text{ s}$$

$$dT = 1,15 \cdot 10^{11} \text{ s} = 1331828 \text{ días} = 3649 \text{ años}$$

Como se puede observar el tiempo obtenido en el cálculo anterior la sonda tardaría 3649 años desde la salida de la nube de Oort hasta la llegada a Alpha Centauri.

Acumulando un tiempo total desde su inicio de abertura de velas solares de 4448 años de viaje.

4.4.1 RESUMEN DE LOS TIEMPOS DE VIAJE

A continuación de detalla de manera resumida los resultados temporales de cada etapa del viaje.

Etapas	Posición Inicial	Posición Final	ΔPosición	ΔT	T_{acumulado}
Límite térmico – Cinturón de Kuiper	0,2 UA	30 UA	29,8 UA	246,7 días	246,7 días
Límite térmico – Orbita Plutón	0,2 UA	39,5 UA	39,3 UA	325,6 días	325,6 días
Cinturón Kuiper	30 UA	100 UA	70 UA	410,7 días	657,4 días
Frente de Choque	75 UA	90 UA	15 UA	88 días	-
Fin Cinturón Kuiper – Heliopausa	100 UA	121 UA	21 UA	123,2 días	780,6 días
Heliopausa – Arco de Choque	121 UA	230 UA	109 UA	639,5 días	1420,1 días 3,9 años
Arco de Choque – Inicio Nube Oort	230 UA	2000 UA	1770 UA	10384,7 días	11804,8 días 32,3 años
Nube Oort	2000 UA	50000 UA	48000 UA	281620 días	293425 días 803 años
Fin Nube Oort – Alpha Centauri	50000 UA	277000 UA	227000	1331828 días	4448 años

Tabla 9: Resumen tiempos de viaje. Fuente Propia.

4.4.2 ANÁLISIS DE LA DURACIÓN DEL VIAJE

En el apartado anterior se ha analizado el tiempo que necesitaría la sonda para ir superando las diferentes regiones del espacio que se va encontrando en su trayectoria.

Como se puede observar los tiempos que necesita la sonda para salir del sistema planetario y sus diferentes fases de la estructura del espacio que va superando hasta la llegada a la nube de Oort son coherentes y están dentro de unos límites de vida de la propia sonda muy correctos ya que se llega al inicio de la nube de Oort situada a 2000 UA (299,2 mil millones de kilómetros) en tan solo 32 años aproximadamente.

Por una parte, a partir del inicio de la nube de Oort hasta su salida empiezan a tratarse de tiempos muy elevados y muy complejos como para asegurar la vida de la sonda a causa de que se está hablando de centenares de años viajando. Analizando el objetivo final de la viabilidad de la llegada a Alpha Centauri se puede ver como la sonda con la velocidad y estrategia que se ha utilizado tardaría miles de años. Por lo tanto, imposible de corroborar y asegurar la viabilidad de la sonda de velas solares para un viaje interestelar.

Con tiempos de viaje tan altos para distancias tan lejanas como el final de la nube de Oort y Alpha Centauri se necesitarían nuevas tecnologías y materiales para poder incrementar la velocidad notablemente.

Por otra parte, una de las problemáticas de este tiempo de viaje tan elevado en las estructuras del espacio mencionadas (Oort y Alpha C.) es la velocidad de la información que transmite y llega a la sonda. En otras palabras, la sonda se encuentra programada previamente durante todo su viaje por el espacio y va transmitiendo información y datos constantemente a la base de datos situada en la Tierra.

Suponiendo que la sonda se encuentra justo en la entrada de la nube de Oort y se quiere corregir su trayectoria o reprogramar cualquier parte de ella, es necesario desde la Tierra enviar las órdenes. Este problema podría suceder ya que son zonas inexploradas y pueden requerir cambios en la propia programación de la sonda.

Analizando este problema, se puede verificar la importancia que tiene la velocidad de transmisión de la información desde la Tierra hasta la sonda.

La información viaja a la velocidad de la luz 300 000 km/s, suponiendo que estos datos se envían en un cierto instante desde la Tierra, llegaría a la sonda situada a 2000 al cabo de un cierto tiempo no despreciable:

$$dT = \frac{dE}{dV} = \frac{2000 \text{ UA} - 1 \text{ UA}}{300\,000 \text{ km/s}} = \frac{2.991 \cdot 10^{11} \text{ km}}{300\,000 \text{ km/s}} = 996834,6 \text{ s}$$

$$dT = 996834,6 \text{ s} = 11,5 \text{ días}$$

Como se puede observar en el cálculo anterior la información llegaría a la sonda 11,5 días después de haberse mandado desde la Tierra. En este tiempo la sonda habrá recorrido sin saber las órdenes:

$$dE = dT \cdot dV = 996834,6s \cdot \frac{295,118km}{s} = 2,94 \cdot 10^8 km$$

$$dE = 0,294 \text{ mil millones de kilómetros}$$

Por lo tanto la sonda en un tiempo de 11,5 días habrá recorrido 0.3 mil millones de kilómetros (millardos).

Entrando en la conclusión de este apartado del análisis del tiempo, se debe puntualizar que uno de los problemas más importantes que se encuentra la tecnología actual con las distancias del espacio es la velocidad en que se trasmite la información. Como se ha podido observar en el ejemplo anterior. La velocidad en que se envía la información está limitada por la velocidad de la luz y en distancias muy lejanas el tiempo que necesita emplear es muy considerable.

5. CONCLUSIONES

La simple concepción de una misión espacial, constituye un proyecto largo y multidisciplinario donde intervienen múltiples equipos de desarrollo e investigación. En esta memoria sólo se ha mostrado la primera fase teórica de una posible misión, estudiando la viabilidad en el ámbito del método de propulsión, de la estrategia de viaje, a grandes rasgos en mecánica orbital y la astrodinámica de la sonda. Destacándose que la exploración espacial, pese a no ofrecer grandes resultados a simple vista para la gran mayoría de la sociedad, implica un desarrollo tecnológico y técnico en múltiples áreas, siendo una de las principales fuentes del alcance del saber humano.

La exploración espacial de los confines del sistema solar e interestelar, movida por la curiosidad humana, ha acabado siendo un motor de conocimiento, investigación y tecnología de la raza humana. En la realidad actual en la que vive la especie humana, guste o no, la humanidad está aislada del resto de estrellas y planetas por culpa del inmenso espacio que nos separa de ellas. La ciencia ficción está llena de soluciones que nos permiten viajar a otros planetas, incluso a otras galaxias, pero actualmente siguen siendo ciencia ficción y no una realidad.

La tesis final de grado expuesta en este proyecto, se desarrolla mediante cálculos y demostraciones la viabilidad y la propuesta de un método para el viaje en el espacio interestelar.

En primer lugar, se ha llegado a un punto en la ciencia espacial en que los materiales son una de las bases más determinantes de los viajes de las sondas actuales, ya que la masa es una de las variables más influyentes. En esta tesis se han investigado los mejores materiales encontrados hasta el momento, haciendo hincapié en lo importante que es que la ciencia siga creciendo y desarrollando nuevos materiales como el grafeno, se ha llegado a la conclusión en nuestro análisis, que es actualmente el material más interesante e idóneo para la aplicación en las velas solares de la misión estudiada. Este apartado de materiales sería un gran campo de investigaciones futuras para el proyecto, dónde poder profundizar en él.

En segundo lugar, analizando todo el estudio de la misión, se llega a conclusiones muy interesantes en diferentes ámbitos de la dinámica de la sonda.

La propuesta de llegar a distancias muy cercanas al límite térmico del Sol 0,2 UA, resultaría de gran provecho para desarrollar en futuros estudios y ampliaciones del proyecto actual todas las posibilidades de observación y análisis en esas distancias tan cercanas al Sol.

Por una parte, una de las grandes conclusiones del desarrollo de este proyecto y de la misión en concreto, es la velocidad teórica alcanzada de 295 km/s mediante la estrategia utilizada del método de propulsión alternativo de velas solares y la utilización de la presión de radiación solar para generar el máximo impulso en la sonda. Actualmente, la

nave espacial más rápida lanzada desde la Tierra fue la misión New Horizons de la NASA, que está camino a Plutón. En enero de 2006 la sonda salió de la Tierra a 17 km/s kilómetros por hora. A esta velocidad, harían falta casi 63 mil años para llegar a la estrella más cercana Alpha Centauri. Otra de las velocidades más altas registradas hasta el momento es la velocidad punta que obtuvo la sonda Helios de 70 km/s en una maniobra de asistencia gravitacional con un planeta para poder aumentar su velocidad. En base a lo anterior, la velocidad teórica obtenida en el proyecto ha podido sobrepasar muy notablemente a las registradas hasta el momento, utilizando como propuesta un método de propulsión sin combustible, que resulta de gran interés dado los años que deberá estar la sonda viajando en el espacio interestelar.

Por otra parte, se ha conseguido desarrollar una estrategia orbital óptima y propia, utilizando el propio sistema solar en el que se encuentra nuestro planeta con tal de conseguir el objetivo principal, intentar obtener la máxima velocidad en el mínimo tiempo. Otra línea de trabajo para seguir investigando y ampliando cada campo nombrado, es la precisión de cada maniobra que se aplica en el proyecto, es decir, cuantificar con exactitud las maniobras propuestas en la misión y profundizar cada una de ellas.

Analizando los datos obtenidos en el método estudiado y toda su dinámica propuesta, se consiguen resultados muy interesantes obteniendo tiempos de viaje de la sonda nunca conseguidos hasta el momento, saliendo del último planeta enano (Plutón) en 325 días y alcanzando a la Voyager 1 (lanzada al espacio en el 1977 y actualmente situada aproximadamente a 120 UA y alejándose) en tan solo 534 días. Gracias a la velocidad y estrategia propuesta en esta tesis, la sonda consigue llegar a fases del medio estelar nunca observadas hasta el momento, como todas las capas que atraviesa hasta llegar a la Nube de Oort 32 años después. En conclusión, podrán ser estudiadas y analizadas estas diferentes zonas del espacio interestelar mediante los equipos que incorporaría la sonda, ya que actualmente no ha llegado ninguna otra a tales distancias.

Una de las temáticas estudiadas en este proyecto, ha sido el análisis de las posibles problemáticas que podría albergar en toda su trayectoria y vida la sonda. Desde problemas dinámicos en su recorrido, hasta el desarrollo de un estudio de la probabilidad de colisión con asteroides y cometas en el cinturón de Kuiper y Oort llegando a unas conclusiones muy beneficiosas en la posibilidad de colisión con alguno de ellos. Esta rama estudiada sería un gran campo de futuras líneas de investigaciones en temáticas de matemática estadística donde poder ampliar el proyecto y seguir investigando en él.

Por último, hay que remarcar todos los puntos complejos desde un punto de vista físico y técnico que se han obtenido en esta memoria. Primero de todo, hay que tener presente que el proyecto desarrollado se investiga la viabilidad de la misión con objetivo Alpha Centauri, entrando solo en la primera fase de los cálculos físicos de un proyecto de unas dimensiones tan grandes como la voraz mente del ser humano en ir más lejos cada día.

Solo al alcance de grandes corporaciones está el poder financiarse y permitirse proyectos de estas envergaduras, o como, alternativa, aunar el potencial de las agencias espaciales públicas (ESA, NASA etc.)

Como se puede observar en el apartado de tiempo tratado en la memoria, el objetivo de llegar a Alpha Centauri es en conclusiones generales imposible. Actualmente con la tecnología y ciencia desarrollada hasta el momento un viaje a distancias de 4,3 años luz (41,3 billones de kilómetros) es totalmente inviable aun consiguiendo grandes velocidades nunca alcanzadas hasta el momento. Tardaríamos en llegar a dicha estrella 4448 años viajando a la velocidad obtenida en el trabajo de 295 km/s, lo que resulta algo inverosímil.

Hoy en día, un viaje interestelar se vuelve muy complejo e imposible de realizar a causa de la tecnología desarrollada hasta la fecha. Para llegar a Alfa Centauri dentro de un tiempo a escala humana, las velocidades que se tendrían que alcanzar, deben superar los 10.000 km/s. A esa velocidad se llegaría en 130 años, lo que puede suponer algún engorro que otro, teniendo en cuenta que la mayoría de seres humanos mueren antes de los cien años. Viajando a 25.000 km/s, el tiempo de viaje se reduce a 50 años. Medio siglo empieza a ser una duración viable para un viaje interestelar, por lo que ésta debería ser la velocidad que debería intentar conseguir la sonda, todo un reto para la tecnología actual si se recuerda que la sonda estudiada viaja a 295 km/s y la Voyager 1 se mueve a 17 km/s.

Para concluir el proyecto destacar que se han cumplido en su totalidad los objetivos planteados al comienzo del mismo. Se ha elaborado un análisis del estado del arte actual y se han comparado los diferentes mecanismos de propulsión y las tecnologías asociadas, analizando las ventajas e inconvenientes de cada uno. Llegado a determinar cuál es el sistema de propulsión óptimo para realizar una misión de larga duración sin combustible. También se ha realizado la investigación y desarrollo de la mecánica y dinámica orbital para realizar un viaje interestelar utilizando como propulsor de la sonda la presión de la radiación solar. Se ha determinado la estrategia de viaje que se seguirá. Se han analizado los posibles inconvenientes con los que la sonda podría encontrarse durante las distintas etapas del viaje y finalmente se ha extraído la conclusión final la viabilidad de la misión planteada. En línea de todo lo anterior, se concluye diciendo que el desarrollo de la memoria ha cubierto todas las expectativas planteadas al inicio pero con expectativas de seguir avanzando e investigando todas las líneas de trabajo futuro con el que se puede ir ampliando la tesis.

6. AGRADECIMIENTOS

En primer lugar agradecer al tutor y Doctor en ciencias físicas de este trabajo, Manuel Moreno Lupiáñez, por haber confiado en nosotros para desarrollar el proyecto y por proporcionarnos su apoyo, consejo y camino hacia un ámbito nuevo para nosotros hace ya un año cuando lo empezamos. Gracias por habernos dado la oportunidad de poder abrir nuestras fronteras haciéndonos reflexionar sobre conceptos que eran totalmente inciertos y desconocidos.

Agradecer también al departamento de Matemática aplicada IV de la facultad, en concreto a la Doctora en matemáticas Ester Simó y al Doctor en física y matemáticas Carles Batlle, por recibirnos siempre que ha sido necesario y agradecer sus aportaciones y puntos de vista.

Agradecer a todos aquellos grandes compañeros de facultad que han escuchado en muchos momentos y han dado su opinión para así poder tirar hacia delante este proyecto y hacerlo siempre más llevadero en los momentos más difíciles.

No por último menos importante, agradecer a la familia y amigos de ambos, por proporcionar su apoyo en los momentos de incertidumbre, por haber confiado desde el inicio y demostrado su profundo interés en el proyecto y así transmitirnos la motivación que nos mueve.

7. BIBLIOGRAFÍA

7.1 REFERENCIAS DE LAS ECUACIONES

(3.1), (3.2), (3.3), (3.4), (3.5), (3.6), (3.7), (3.8) MCINNES, COLIN R. Solar Sailing. Technology, Dynamics and Mission Applications. Springer Science & Business Media, (2004)

(4.1), (4.2), (4.3), (4.4), (4.5), (4.6), (4.7), (4.8) CHOBOTOV, VLADIMIR A., Editor: Orbital Mechanics Second Edition; AIAA Education Series, J. S. Przemieniecki, Series Editor-in-chief, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1996.

(4.9), (4.10) ABELL, MORRISON, AND WOLFF. Exploration of the Universe (5ª Ed. edición). Saunders College Publishing. (1987)

(4.11), (4.12), (4.13), (4.14), (4.15) CHANDRASEKHAR, S. Ellipsoidal Figures of Equilibrium. Yale University. 1969

(4.16a); (4.16b); ABELL, MORRISON, AND WOLFF. Exploration of the Universe (5ª Ed. edición). Saunders College Publishing. (1987)

(4.16c); (4.16d); (4.16e) <http://www.asterism.org/tutorials/tut40RadiationTutorial.pdf>

(4.17a); (4.17b); TSANDER, F.A. "From a Scientific Heritage", Translation, pp. 1-92, NASA TT F541, National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC. (1969)

(4.18) BLAGONRAVOV, A.A., "K.E. Tsiolkovsky Selected Works", Translation by G. Yankovsky, pp. 140-163, Mir Publishers, Moscow, USSR. Editor (1968)

(4.19) TSANDER, F.A. "The Use of Light Pressure for Flight in Interplanetary Space, Problems of Flight by Jet Propulsion", L.K. Korneev, Editor, pp. 303-321, Israel Program for Scientific Translations, Jerusalem, Israel. (1964)

(4.20) MCINNES, C.R. "Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications", pp. 1-50, Praxis Publishing, Chichester, United Kingdom. (1999)

(4.21) CLARKE, A.C. "The Wind From the Sun", A.C. Clarke, Editor, "Project Solar Sail", pp.9-31, Penguin Books, New York, NY. (1990) (Traducción castellana: El viento del sol, relatos de la era espacial, Alianza ed., Barcelona, 1972)

(4.22) SOUZA, D.M. "Space Sailing", pp. 1-63, Lerner Publications Company, Minneapolis, MN. (1994)

(4.23) TURCOTTE, D.L. "Space Propulsion", pp. 108-125, Blaisdell Publishing Company, New York, NY. (1965)

(4.24) EVANS, S.W., Editor, "Natural Environment Near the Sun/Earth-Moon L2 Liberation Point", Next Generation Space Telescope Program, NASA Marshall Space Flight Center, MSFC, AL, <http://sail.msfc.nasa.gov/nse/sgst.html>.

(4.25) GRIFFITHS, D.J. "Introduction to Electrodynamics, Second Edition", pp. 304-360, Prentice-Hall, Incorporated, Upper Saddle River, NJ. (1989)

(4.26) "NASA Marshall Space Flight Center Solar Wind", NASA Marshall Space Flight Center, MSFC, AL, http://science.msfc.nasa.gov/ssl/pad/solar/sun_wind.htm/.

(4.27), (4.28), (4.29), (4.30), (4.31), (4.32), (4.33), (4.34), (4.35), (4.36), (4.37), (4.38), (4.39), (4.40), (4.41) SZEBEHELY, VICTOR: Theory of orbits, the Restricted Problem of Three Bodies; Academic Press Inc. New York 1967.

7.2 REFERENCIAS

Capítulo 3

- Wikipedia Vela Solar:
https://es.wikipedia.org/wiki/Vela_solar
- El Mundo - Plutón deja ser considerado planeta tras el acuerdo de la comunidad astronómica internacional:
<http://www.elmundo.es/elmundo/2006/08/24/ciencia/1156425985.html>
- Astronomía – Formación Sistema Solar
<http://www.astromia.com/solar/formasistema.htm>
- Astronomía –Sistema Solar
<http://www.astromia.com/solar/sistemasolar.htm>
- Astronomía - Características del Sistema Solar
<http://www.astromia.com/solar/sistema.htm>
- Astronomía – Nube Oort
<http://www.astromia.com/solar/nubeoort.htm>
- R. A. MEWALDT AND P. C. LIEWER. An Interstellar Probe Mission to the Boundaries of the Heliosphere and Nearby Interstellar Space.
http://interstellar.jpl.nasa.gov/interstellar/ISP_Space2K_v4.pdf
- Astroperseo – Nube de Oort
<https://astroperseo.org/2015/12/08/la-nube-de-oort/>
- Wikipedia: Sistema Solar
https://es.wikipedia.org/wiki/Sistema_solar

- Wikipedia – Nube de Oort
https://es.wikipedia.org/wiki/Nube_de_Oort
- Wikipedia – Cinturón de asteroides
https://es.wikipedia.org/wiki/Cintur%C3%B3n_de_asteroides
- Wikipedia – Arco de choque
https://es.wikipedia.org/wiki/Arco_de_choque
- Wikipedia – Disco Disperso
https://es.wikipedia.org/wiki/Disco_disperso
- Wikipedia – Cinturón de Kuiper
https://es.wikipedia.org/wiki/Cintur%C3%B3n_de_Kuiper
- Cinturón de Kuiper. (1ª parte de una serie de artículos dedicados a los TNOs)
<http://www.astrofiscayfisica.com/2011/09/cinturon-de-kuiper-1-parte-de-una-serie.html>
- Grafeno: El fuera de serie de los materiales
<http://www.geengeek.com/grafeno-el-fuera-de-serie-de-los-materiales/>
- Grafeno: el material que podría cambiar el mundo
<http://www.sandvik.coromant.com/es-es/services/engineering/stories/pages/a-material-that-may-change-the-world.aspx?Country=es>
- ESA - Space Science - Rosetta
http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Science/Rosetta/RPC
- Rosetta (sonda espacial)
[https://es.wikipedia.org/wiki/Rosetta_\(sonda_espacial\)#Instrumentos_cient.C3.ADficos_del_orbitador](https://es.wikipedia.org/wiki/Rosetta_(sonda_espacial)#Instrumentos_cient.C3.ADficos_del_orbitador)
- Wikipedia - Sonda Huygens
https://es.wikipedia.org/wiki/Sonda_Huygens#Instrumentaci.C3.B3n
- Wikipedia - Juno (sonda espacial)
[https://es.wikipedia.org/wiki/Juno_\(sonda_espacial\)#Instrumentos_de_investigaci.C3.B3n_de_Juno](https://es.wikipedia.org/wiki/Juno_(sonda_espacial)#Instrumentos_de_investigaci.C3.B3n_de_Juno)

Capítulo 4

- Mecánica Orbital y Astrodinámica:
 - WILEY J. LARSON & JAMES R. WERTZ. Space Mission Analysis and Design, 2nd Ed.; (editors), Microcosm Inc., 1992.
 - CHOBOTOV, VLADIMIR A., Editor: Orbital Mechanics Second Edition; AIAA Education Series, J. S. Przemieniecki, Series Editor-in-chief, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1996.
 - GÓMEZ, G., LLIBRE, J., MARTÍNEZ, R. and SIMÓ, C.: Dynamics and Mission Design Near Libration Points. Vol I Fundamentals: The Case of Collinear Libration Points.; World Scientific Monograph Series in Mathematics, Volume 2; 2000.
 - ROGER R. BATE, DONALD D. MUELLER & JERRY E. WHITE. Fundamentals of Astrodynamics; Dover Publications Inc., 1971.
 - F. P. BEER & E. R. JOHNSTON JR., Vector Mechanics for Engineers, Statics & Dynamics, 3rd Ed.; McGraw-Hill, 1977.
 - D. J. MCGILL & W. W. KING, Engineering Mechanics, Statics & Intro. to Dynamics, 2nd Ed.; PWS-Kent Publishing, 1989.
 - DAVID HALLIDAY & ROBERT RESNICK, JOHN WILEY & SONS Fundamentals of Physics Inc., 1974.
 - JAY M. PASACHOFF & MARC L. KUTNER, W. B. SAUNDERS CO., University Astronomy, 1978.
 - R. L. DAUGHERTY & J. B. FRANZINI, Fluid Mechanics With Engineering Applications, McGraw-Hill Book Co., 1977.
 - Orbital Mechanics Overview, http://spider.msfc.nasa.gov/ed13/orb_mech.html
 - Planetary Orbits, <http://www.jpl.nasa.gov/basics/bsf5-1.htm>
 - Interplanetary Trajectories, <http://www.jpl.nasa.gov/basics/bsf4-1.htm>
 - A Lesson in Orbital Mechanics, <http://www.iwl.net/customers/jrcruzer/orbmech.htm>
 - Project Apollo Coordinate System Standards (PACSS).
- Vuelo interplanetario:

ROGER R. BATE, DONALD D. MUELLER & JERRY E. WHITE, Fundamentals of Astrodynamics; White, Dover Publications Inc., 1971. Satellite Orbits - Gravitational Assist from Planets, Larry Bogan.

<http://www.iwl.net/customers/jrcruzer/orbmech.html>

- Vectores Matemáticos:

Vector Mechanics for Engineers, Statics & Dynamics, 3rd Ed.; F. P. Beer & E. R. Johnston Jr., McGraw-Hill, 1977. The Line of Intersection between two Planes

http://members.tripod.com/vector_applications/xtion_of_two_planes/index.html

- Posición de los planetas:

- Astronomical Formulae for Calculators, Jean Meeus, Fourth Edition, Willmann-Bell Inc., 1988

- Sistemas naves aeroespaciales:

- Basics of Space Flight Learners' Workbook, [http://www.jpl.nasa.gov/basics/Space Exploration Merit Badge, Spacecraft Systems](http://www.jpl.nasa.gov/basics/Space%20Exploration%20Merit%20Badge,%20Spacecraft%20Systems),
<http://www.execpc.com/~culp/space/spacecraft.html>

- Especificaciones Naves espaciales y Lanzadoras:

- Jane's Space Directory, 12th Edition, 1996-97, edited by Andrew Wilson, Jane's Information Group, 1996.
- The Illustrated Encyclopedia of Space Technology, Kenneth Gatland, Orion Books, 1989.
- Saturn V News Reference, NASA, December 1968.
Mark Wade's Encyclopedia Astronautica, <http://www.astronautix.com/>
- RussianSpaceWeb.com, News & History of Astronautics in the Former USSR, Anatoly Zak, <http://www.russianspaceweb.com/index.html>
- Atlas Launch System Mission Planner's Guide, http://ilslaunch.com/missionplanner/pdf/AMPG_0.pdf
- Delta IV Payload Planner's Guide, http://www.boeing.com/defense-space/space/delta/docs/DELTA_IV_PPG_2000.PDF
- Delta IV Technical Summary, http://www.boeing.com/defense-space/space/delta/product_card/pc_d4_tech_print.pdf
- International Space Station Launches, <http://www.spacetoday.org/SpcStns/ISSschedule99.html>
- International Space Station, <http://207.86.88.39/core.html>
The Apollo Saturn Reference Page, <http://www.apollosaturn.com/>
- Saturn V Launch Vehicle Home Page, <http://www.calweb.com/~ccorway/saturn-v/saturn-v.htm>
- Apollo by the Numbers, <http://history.nasa.gov/SP-4029/contents.htm>

- Space Launch System (SLS) Program Mission Planner's Guide (MPG) Exective Overview, SLS-MNL-201, Version 1, 22-Aug-2014
- Space Launch Report – Space Launch System Data Sheet, Ed Kyle, 15-Mar-2015, <http://www.spacelaunchreport.com/sls0.html>
- NASA Facts: Orion, FS-2014-08-004-JSC, https://www.nasa.gov/sites/default/files/fs-2014-08-004-jsc-orion_quickfacts-web.pdf
- NASA Facts: Space Launch System, FS-2015-10-94-MSFC, http://www.nasa.gov/sites/default/files/files/SLS-Fact-Sheet_aug2014-finalv3.pdf
- Wikipedia, Orion (spacecraft), [https://en.wikipedia.org/wiki/Orion_\(spacecraft\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Orion_(spacecraft))
- Wikipedia, Space Launch System, https://en.wikipedia.org/wiki/Space_Launch_System
- Otros:
 - Wikipedia, Ley de Stefan-Boltzmann, https://es.wikipedia.org/wiki/Ley_de_Stefan-Boltzmann#Las_temperaturas_y_radios_de_las_estrellas
 - Toroide: <http://www.universoformulas.com/matematicas/geometria/toro/>
 - LANG, KENNETH R. «13. Asteroids and meteorits». The Cambridge Guide to the Solar System (en inglés). Cambridge University Press. 2003
 - THORNTON, STEPHEN T.; MARION, JERRY B. *Classical Dynamics of Particles and Systems (5th ed.)*. Brooks Cole. 2003
 - WEISSTEIN, ERIC W. «Coplanaridad». En Weisstein, Eric W. *MathWorld* (en inglés). Wolfram Research.
 - BATE, ROGER R.; DONALD D. MUELLER; JERRY E. BLANCO. *Fundamentals De Astrodynamics*. Nueva York: Publicaciones de Dover. pp. 333@–334. (1971).
 - SERWAY, RAYMOND A.; JEWETT, JOHN W. *Physics for Scientists and Engineers* (en inglés) (6ª edición). Brooks/Cole. (2004).
 - MARION, JERRY B. *Dinámica clásica de las partículas y sistemas*. Barcelona: Ed. Reverté. (1996).
 - WEISSTEIN, ERIC W. «Elipse». En Weisstein, Eric W. *MathWorld* (en inglés). Wolfram Research.

7.3 FUENTE FIGURAS

- [1] <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=20584284>
- [2] <http://www.astromia.com/solar/formasistema.htm>
- [3] <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=602320>
- [4] NASA
- [5] Wikipedia
- [6] Wikipedia
- [7] http://vignette4.wikia.nocookie.net/galnet/images/a/a4/Hydrogen_wall.png/revision/latest?cb=20150203053739
- [8] Wikipedia
- [9] Wikipedia
- [10] http://www.cca.org.mx/cca/cursos/AIDA/Analisis_y_consecuencias_de_la_definicion_formal_de_planeta_version_1.5/ch05s03.html
- [11] Atlasoftheuniverse
- [12] Wikipedia
- [13] <http://history.nasa.gov/SP-4404/ch10-7.htm>
- [14] <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=37950011>
- [15] <http://www.world-nuclear.org/nuclear-basics/&how-does-a-nuclear-reactor-make-electricity.aspx>
- [16] <https://sputnik87.wordpress.com/2011/01/06/la-fusion-nuclear-un-sueno-posible/>
- [17] <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=1463639>
- [18] <https://sputnik87.wordpress.com/2011/01/06/la-fusion-nuclear-un-sueno-posible/>
- [19] <http://www.scientificamerican.com/article/worlds-most-powerful-laser-facility-shifts-focus-to-warheads/>
- [20] <http://astrojem.com/antimateria.html>
- [21] NASA
- [22] <http://www.centauri-dreams.org/?p=8145>
- [23] <http://www.centauri-dreams.org/?p=23795>
- [24] <http://www.isas.jaxa.jp/e/enterp/missions/ikaros/>
- [25] http://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2000/ast04oct_1/
- [26] <http://cienciadebolsillo.blogspot.de/2006/08/marte-radiaciones-y-burbujas-de-plasma.html>
- [27] <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=1954144>
- [28] NASA Research Gate
- [29] Wikimedia
- [30] Technology, Dynamics and Mission Applications.Colin R. McInnes.
- [31] JAXA
- [32] Agencia Espacial Europea
- [33] Agencia Espacial Europea
- [34] Wikipedia
- [35] Agencia Espacial Europea
- [36] Agencia Espacial Europea
- [37] NASA
- [38] NASA
- [39] Fuente Propia
- [40] Celestia
- [41] Celestia

- [42] Celestia
- [43] Celestia
- [44] www.skciencia.es
- [45] Fuente propia
- [46] SolidWorks
- [47] Matlab
- [48] Fuente Veblen, 1910.
- [49] Fuente Veblen, 1910.
- [50] Matlab
- [51] Celestia
- [52] Matlab
- [53] Matlab
- [54] Matlab
- [55] Arnon (1997).
- [56] Matlab
- [57] Matlab
- [58] Matlab
- [59] Fuente Propia
- [60] Matlab
- [61] Celestia
- [62] Celestia
- [63] Matlab
- [64] SolidWorks
- [65] SolidWorks
- [66] Celestia
- [67] BLAGONRAVOV, A.A., "K.E. Tsiolkovsky Selected Works", Translation by G. Yankovsky, pp. 140-163, Mir Publishers, Moscow, USSR. Editor (1968)
- [68] Fuente Propia
- [69] Fuente Propia
- [70] Fuente Propia
- [71] Matlab
- [72] Celestia
- [73] Matlab
- [74] Matlab
- [75] Matlab
- [76] Matlab
- [77] Matlab
- [78] Fuente Propia
- [79] Matlab
- [80] Matlab
- [81] Fuente Propia
- [82] Matlab
- [83] Matlab
- [84] Matlab
- [85] Matlab
- [86] Matlab
- [87] Matlab
- [88] Matlab
- [89] Matlab
- [90] Matlab
- [91] Matlab

- [92] Matlab
- [93] Matlab
- [94] Matlab
- [95] Matlab
- [96] Matlab
- [97] Matlab
- [98] Celestia
- [99] Matlab
- [100] Matlab
- [101] Matlab
- [102] Matlab
- [103] Matlab
- [104] Matlab
- [105] Matlab
- [106] Matlab
- [107] Universoformulas
- [108] SolidWorks
- [109] Fuente Propia
- [110] Adobe Illustrator
- [111] Matlab
- [112] Matlab